

Simulação numérica de transferência de calor (radiação, condução) em proteções térmicas

Rui Miguel Soares Pinho Ferreira

Dissertação do MIEM

Orientador HPS: Engenheiro Miguel Santos

Orientador FEUP : Doutor Francisco M. Andrade Pires



FACULDADE DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE DO PORTO

MESTRADO INTEGRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

JUNHO 2015

“Uma pessoa que nunca cometeu um erro,
nunca tentou nada novo”

Albert Einstein

Resumo

Este trabalho tem o objetivo de desenvolver um modelo de ferramenta de simulação numérica de transferência de calor (radiação e condução) numa proteção térmica utilizada em satélites espaciais.

Numa primeira fase, é realizada uma pesquisa bibliográfica relativa aos diferentes modos de transferência de calor. De seguida, abordam-se os diferentes sistemas de proteções térmicas, referindo com mais pormenor o sistema de isolamento térmico de múltiplas camadas, os ambientes espaciais onde estes isolamentos estão inseridos e algumas das órbitas existentes. Esta fase tem uma importância bastante elevada pois tem o objetivo de adquirir o máximo de conhecimento sobre o meio que vamos modelizar e simular. Por fim analisa-se a importância do controlo térmico, sendo ainda feita uma análise ao software utilizado relativamente à transferência de calor

Posteriormente, são desenvolvidos um modelo analítico e ainda um modelo numérico do sistema de proteção térmica. Relativamente ao modelo analítico, são apresentadas as diferentes equações, que caracterizam os diversos modos de transferência de calor do sistema. Em seguida, são desenvolvidos os diferentes modelos numéricos.

Por fim procede-se à análise do resultados dos diferentes modelos, aplicados a sistemas com diferentes camadas, três materiais e condições ambiente diferentes. Sendo que esta análise se baseia na comparação de gradientes de temperaturas ao longo do sistema de isolamento, bem como as diferenças de temperaturas e os fluxos de calor que atravessam a proteção térmica.

Abstract

This present study aims at developing a numerical simulation of heat transfer (radiation, conduction) for a system of thermal protections used in space satellites.

Initially, a bibliographical research is carried out about the different ways of heat transfer. Then, the several systems of thermal protections are approached, mentioning with more detail the multilayer thermal insulation system, the space environments in which these insulations are embedded and some of the existing orbits. This phase is of great importance, due to its objective of acquiring the maximum information possible so that the simulation is best approximated to the reality in which it is inserted. Additionally, the importance of thermal control is analyzed, also being performed an analysis of the software used concerning heat transfer.

Subsequently, both the analytical and the numerical models of the thermal protection system are developed. Regarding the analytical model, different equations are presented, which characterize several ways of heat transfer within the system. Following this, the several numerical models are depicted.

Finally, the analysis of the results of the different models is made, since three different insulation materials will be studied, for multilayer systems and for different real-life situations, being that this analysis is based on the comparison of temperature gradients throughout the insulation system, along with the temperature changes and the heat fluxes that pass through the thermal protection.

Agradecimentos

Ao Eng.º Miguel Santos, orientador na HPS pelo privilégio que me concedeu em trabalhar consigo, pela forma como sempre me tratou e ajudou. Pela atenção e esclarecimentos que deu às minhas dúvidas e sugestões.

Ao Eng.º Francisco Pires, orientador na FEUP, agradeço todo o apoio, disponibilidade e ajudas que me concedeu durante a realização deste trabalho.

À FEUP , especialmente ao Eng.º Luís Galamba, pela forma como sempre me recebeu de braços abertos, pela especial atenção que sempre me concedeu na realização dos modelos numéricos. Ainda ao Eng.º Vitor Leal, por todo o apoio e esclarecimentos que me deu às minhas dúvidas relativamente ao modelo analítico.

À Joana Filipa pela paciência, amor e dedicação que teve comigo, não nestes meses, mas desde sempre.

Aos meus pais, Maria da Graça e Rufino Ferreira pelo apoio que me deram em toda a minha vida. Sem eles nunca teria sido possível chegar aqui, e ser quem sou. Ao meu irmão, João Ferreira, pela preocupação e bons conselhos. E ainda aos meus dois sobrinhos, João Ferreira e João Henrique Ferreira, e à Isbelia Ferreira pela boa disposição e amizade.

À minha família e amigos pela amizade, carinho e apoio que sempre me concederam.

A todos os professores devotos que contribuíram para a minha formação.

A todos, o meu sincero obrigado.

Índice de Conteúdos

1 Introdução	1
1.1 Objetivos	1
1.2 Enquadramento da Dissertação na HPS	1
1.3 Organização e Temas Abordados no Presente Relatório	2
2 Revisão dos Fundamentos	5
2.2 Transferência de Calor	7
2.2.1 Convecção	8
2.2.2 Condução	9
2.2.3 Radiação	13
2.2.4 Necessidade de Proteção Térmica	25
2.3 Ambiente Espacial e Órbitas	26
2.3.1 Albedo	27
2.3.2 Irradiação Terrestre	27
2.3.3 Subida e Re-Entrada	27
2.3.4 LEO	28
2.3.5 GEO	28
2.3.6 Órbitas Altamente Excêntricas e Especiais	28
2.3.7 Espaço Profundo e Exploração Planetária	29
2.4 Proteções Térmicas	29
2.4.1 Aerogel	31
2.4.2 Materiais ablativos	31
2.4.3 Dissipadores de Calor	32
2.4.4 Proteção Térmica Radiativa	33
2.4.5 Arrefecimento por Transpiração	33
2.4.5 Propriedades de interesse	34
2.5 Isolamento de Múltiplas Camadas	36
2.5.1 Desempenho do sistema de proteção térmica	38
2.5.2 Materiais	41
2.5.3 Temperaturas Funcionais	42
2.6 Software de Simulação Numérica (Abaqus)	43
2.6.1 Elementos	43
3 Modelos	49

3.1 Modelo Analítico.....	50
3.1.1 Radiação	50
3.1.2 Radiação e Condução	52
3.1.3 Radiação, Condução e Condução Gás	54
3.2 Modelo Numérico.....	54
3.2.1 Criar uma “Part”	56
3.2.2 Criar Material/Seção.....	57
3.2.3 <i>Assembly</i>	59
3.2.4 Criar “Steps”	60
3.2.5 Cargas e Condições de Fronteira	62
3.2.6 Interações.....	64
3.2.7 Criar “Mesh”	67
3.2.8 Criar um “Job”	68
4. Resultados.....	69
4.1 Modelo Analítico.....	69
4.2 Modelo Numérico.....	71
4.2.1 Radiação	71
4.2.2 Radiação e Condução	73
4.3 Verificação de Modelos.....	92
4.3.1 Modelo de Comparação.....	92
4.3.2 Emissividades Materiais = 1	93
4.3.3 Absorção = 1.....	95
4.3.4 Condutividade espaçador = 0.1	96
4.3.5 Condições de Fronteira – Temperaturas Extremas.....	98
4.4 Discussão de Resultados.....	99
5 Conclusões e Perspetivas de Trabalhos Futuros.....	107
Conclusões.....	107
5.1 Modelos	107
5.2 Materiais	107
5.3 Multilayer Insulation	108
5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros	108
6 Referências Bibliográficas.....	109

Índice de Figuras

Figura 1 - Resumo do conteúdo deste trabalho.	3
Figura 2 - Modos de transferência de calor: condução, convecção, radiação. ^[2]	7
Figura 3 – Transferência de Calor por convecção forçada, numa placa ventilada. ^[24]	8
Figura 4 - Panela sendo aquecida a calor constante. ^[2]	9
Figura 5 - Associação da transferência de calor por condução à difusão de energia devido à atividade molecular. ^[2]	10
Figura 6 - Transferência de calor unidimensional por condução (difusão de energia). ^[2]	12
Figura 7 – Espectro da radiação eletromagnético. ^[24]	13
Figura 8 - Radiação incidente sobre uma superfície real.....	14
Figura 9 - Poder emissivo espectral em função do comprimento de onda. ^[24]	15
Figura 10 –Elementos utilizados na obtenção do fator de forma de radiação. ^[2]	17
Figura 11 - Troca radiativa numa cavidade com superfícies difusoras e cinzentas, com meio interno inerte: (a) Esquema da cavidade; (b) Balanço radiativo de acordo com a Equação 16; (c) Balanço radiativo de acordo com a Equação 17; (d) Circuito analógico que representa transferência líquida de radiação de uma superfície. ^[2]	18
Figura 12 - Elemento que representa uma resistência superficial no método do circuito elétrico analógico da radiação. ^[4]	19
Figura 13 - Elemento que representa uma resistência superficial no método do circuito elétrico analógico da radiação, de troca líquida de energia entre duas superfícies. ^[4]	19
Figura 14 - Circuito equivalente de cavidade com duas superfícies. ^[4]	20
Figura 15 - Cavidades espaciais com duas superfícies cinzas e difusas. ^[2]	20
Figura 16 - Radiação entre plano paralelos infinitos com e sem escudo de radiação. ^[4]	21
Figura 17 - Circuito elétrico analógico da radiação para dois planos paralelos separados por um escudo de radiação. ^[4]	21
Figura 18 - Poder emissivo espectral do Sol. ^[25]	23
Figura 19 - Ambiente espacial em torno de um satélite. ^[17]	26
Figura 20 – Diferente órbitas em torno da Terra.	28
Figura 21 - Exemplo de re-entrada de sonda na atmosfera terrestre.	32
Figura 22 - Esquema de sistema de proteção térmica radiativa. ^[14]	33
Figura 23 - Esquema de sistema de proteção térmica por transpiração. ^[14]	34
Figura 24 - Instalação de Isolamento de Múltiplas Camadas. ^[16]	37
Figura 25 - Sistema de proteção térmica convencional (a) e Sistema de proteção térmica com espaçadores intermitentes (b). ^[20]	42
Figura 26 - Janela de escolha dos diferentes elementos no software Abaqus.	43
Figura 27 - Película que constitui o uma camada de sistema de proteção térmica.....	49
Figura 28 – Espaçador: (a) Amostra de 10x10 mm ² ; (b) Amostra de 1x1m ²	49
Figura 29 - Esquema do isolamento de múltiplas camadas com análise térmica.....	50
Figura 30 - Esquema representativo do isolamento de múltiplas camadas, com condução e radiação.....	52
Figura 31 - Interface do software Abaqus.....	54

Figura 32 - Película equivalente do sistema de proteção térmica.....	56
Figura 33 - Criar uma Parte.	57
Figura 34 - Criar Material.....	58
Figura 35 - Criar Seção.....	59
Figura 36 - Procedimento de montagem das diferentes peças.	60
Figura 37 - Criar uma etapa de análise.	60
Figura 38 - Edição da etapa de análise: (a) Escolha do estado de análise; (b) Incrementos de análise.....	61
Figura 39 - Número de Steps.....	61
Figura 40 - Definir campo predefinido.....	62
Figura 41 - Fluxo de calor aplicado numa superfície: (a) Criar a carga; (b) Editar a carga.....	63
Figura 42 - Temperatura da última camada: (a) Criar a Temperatura; (b) Editar a Temperatura.....	63
Figura 43 - Criação das diferentes propriedades de contacto.....	64
Figura 44 - Criar propriedade de radiação.....	64
Figura 45 - Criação de interação de contacto.	65
Figura 46 - Criar interação, cavidade radiativa.	65
Figura 47 - Interação Surface Radiation.....	66
Figura 48 - Comando <i>Find Contact Pars</i>	66
Figura 49 - Escolha do tipo de elemento.	67
Figura 50 - Escolha do número de elementos.....	68
Figura 51 - Perfil de Temperaturas, modelo numérico, caso quente (radiação).....	71
Figura 52 - Perfil Temperaturas, modelo numérico, caso frio (radiação).	72
Figura 53 - Película do sistema de proteção térmica.	73
Figura 54 - Gradiente de temperaturas, 10 camadas, caso quente (Al).	92
Figura 55 - Perfil de fluxos de calor de condução, 10 camadas, caso quente (Al).....	92
Figura 56 - Perfil de fluxos de radiação, 10 camadas, caso quente (Al).	93
Figura 57 - Gradiente de temperaturas, caso de emissividade igual à unidade.	93
Figura 58 - Perfil de calores de condução, caso da emissividade igual à unidade.	94
Figura 59 - Perfil de calores de radiação, caso da emissividade igual à unidade.....	94
Figura 60 - Gradiente de temperaturas, caso em que a absorção é igual à unidade.	95
Figura 61 - Perfil de calores de condução, caso em que a absorção é igual à unidade. .	95
Figura 62 - Perfil de calores de radiação, caso em que a absorção é igual à unidade. ...	96
Figura 63 - Gradiente de temperaturas, caso da condutividade do espaçador.....	96
Figura 64 - Perfil de fluxos de calor de condução, caso da condutividade do espaçador.	97
Figura 65 - Perfil de fluxos de calor de radiação, caso da condutividade do espaçador.	97
Figura 66 - Fluxos de calor de condução ao longo do isolamento para temperaturas externas impostas.....	98
Figura 67 - Fluxos de calor de radiação ao longo do isolamento para temperaturas externas impostas.....	98

Figura 68 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=10.	99
Figura 69 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=10.	100
Figura 70 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=15.	101
Figura 71 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=15.	102
Figura 72 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=20.	102
Figura 73 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=20.	103
Figura 74 - Fluxo de calor ao longo do sistema de proteção térmica, caso frio.	103
Figura 75 - Fluxo de calor ao longo do sistema de proteção térmica, caso frio.	105

Índice de Tabelas

Tabela 1 - Soluções unidimensionais, em regime permanente. ^[2]	12
Tabela 2 - Informação relevante sobre os diferentes corpos celestes. ^[5]	24
Tabela 3 - Exemplos de materiais para isolamentos térmicos e suas propriedades. ^[15] ..	34
Tabela 4 - Exemplos de materiais dissipadores de energia, e suas propriedades. ^[15]	35
Tabela 5 - Exemplos de materiais e propriedades para proteções ablativas. ^[15]	35
Tabela 6 - Elementos e respetivas classificações. ^[27]	44
Tabela 7 - Propriedades utilizadas nos modelos.....	55
Tabela 8 - Propriedades materiais para modelos numéricos.	56
Tabela 9 - Temperaturas e diferenças de temperaturas para caso quente e frio (radiação).	70
Tabela 10 - Resultados do caso de 10 camadas, Alumínio.	74
Tabela 11 - Resultados do caso de 10 camadas, Prata.....	76
Tabela 12 - Resultados do caso de 10 camadas, Ouro.....	78
Tabela 13 - Resultados do caso de 15 camadas, Alumínio.	80
Tabela 14 - Resultados do caso de 15 camadas, Prata.....	82
Tabela 15 - Resultados do caso de 15 camadas, Ouro.....	84
Tabela 16 - Resultados do caso de 20 camadas, Alumínio.	86
Tabela 17 - Resultados do caso de 20 camadas, Prata.....	88
Tabela 18 - Resultados do caso de 20 camadas, Ouro.....	90
Tabela 19 - Propriedades materiais em análise. ^[28]	107

Lista de Acrónimos e Abreviaturas

AU - Astronomical Unit (1AU = 149 597 871 km)

ESA - Agência Espacial Europeia;

ECSS – European Cooperation for Space Standardization;

FEUP – Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto;

GEO - Geostationary Earth Orbit or Geosynchronous Equatorial Orbit;

HEO - Highly Elliptical Orbit,

HPS – High Performance Structures, Gestão e Engenharia Lda;

ID&I – Investigação de Desenvolvimento e Inovação;

INEGI – Instituto de Ciência em Engenharia Mecânica e Gestão Industrial;

IR – Radiação Infravermelha;

LEO – Low Earth Orbit;

MEO - Medium Earth Orbit;

MIEM – Mestrado Integrado Engenharia Mecânica;

TC – Transferência de Calor;

TPS – Thermal Protection Systems;

UV – Ultra-Violeta.

Lista de Símbolos

a – Albedo;

A – Área (m^2);

c – velocidade da luz (m/s);

C – Constante empírica para rede Dacron;

c_p – Calor Específico do Gás a Pressão Constante (J/kg.K);

c_v – Calor Específico do Gás a Volume Constante (J/kg.K);

d – Distância ao Sol (AU);

dA – Elementos de área;

dT/dx – Gradiente de Temperatura na direção x ;

E – Energia (W);

E_{mi} – Emitância (W)

E_{abs} – Energia Absorvida (W);

E_{emit} – Energia Emitida (W);

f – Densidade relativa do espaçador em relação à película sólida;

F_{ij} – Fator de Forma da superfície i para j ;

G – Irradiação (W/m^2);

h – Coeficiente de transferência de calor por convecção ($\text{W/m}^2\text{K}$);

I_{solar} – Intensidade Solar (W/m^2);

J – Radiosidade (W/m^2);

k – Condutividade térmica (W/mK)

k_g – Condução do Gás (W/(m²K));

L – Espessura (m);

M – Peso molecular do gás (kg/mol);

N – Número de películas ou camadas;

n_i – Vetores normais;

P – Pressão (Pa);

q – Fluxo de Calor (W/m²);

Q – Calor (W);

r – raio (m);

R_a – Comprimento de Segmento de Reta (m);

R_p – Distância de um Corpo Celeste ao Sol (km);

R – Constantes dos gases ($R=8314$ J/(molK));

T – Temperatura (K ou °C);

ν - Frequência (Hz);

W – Trabalho (W);

α – Absortividade molar;

α_c – Coeficiente de acomodação;

ε – Emissividade;

λ – Comprimento de onda (μm);

τ – Transmissividade;

ρ – Refletividade;

θ_i – Ângulo Polar (rad);

σ – Constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ W/(m²K⁴).

1 Introdução

1.1 Objetivos

Esta dissertação realizada no âmbito do curso de Mestrado de Engenharia da Universidade do Porto, tem por base a simulação numérica transferência de calor (radiação, condução) em proteções térmicas para satélites.

O estudo e desenvolvimento deste tema foi realizado na empresa de acolhimento *High Performance Structures, Gestão e Engenharia Lda* (HPS) que se encontra sediada no edifício do INEGI, sendo ainda utilizado o espaço do STUDIO DESIGN na FEUP.

O objetivo desta dissertação é a realização de um estudo sobre os diferentes métodos de cálculo dos fenómenos de transferência de calor por radiação e condução existentes numa proteção térmica, mais especificamente, num isolamento de múltiplas camadas, tendo por base características de materiais típicos.

1.2 Enquadramento da Dissertação na HPS

HPS Portugal foi estabilizada em 2007, através da “joint-venture” entre a empresa alemã *SME HPS – High Performance Space Structure Systems GmbH* e a portuguesa *R&D instituto INEGI – Instituto de Engenharia e Gestão Industrial*. Hoje, *HPS* tem também acionistas de Portugal.

É uma empresa que desenvolve, projeta, testa e fabrica hardware térmico e mecânico para veículos espaciais.

O maior cliente desta empresa, é a indústria espacial europeia e a ESA (Agência Espacial Europeia), em particular. Através dos seus próprios recursos e com a ajuda da rede nacional e internacional, a *HPS Portugal*, pode cobrir o ciclo de vida completo de subsistemas térmicos e mecânicos complexos, desde a concepção e seleção inicial até ao seu fabrico e testes ambientais.

Uma característica comum a todas as áreas de negócios da empresa é a forte componente de gestão de projetos, que é responsável por manter os projetos dentro dos prazos, dentro do orçamento e com qualidade assegurando a máxima satisfação do cliente.

Foi ainda utilizado o espaço do DESIGN STUDIO FEUP durante esta tese de dissertação. O DESIGN STUDIO FEUP, foi criado com objetivo de criar condições para que, em ambiente integrado, alunos e docentes podessem desenvolver projetos de índole pluridisciplinar, colocando à sua disposição, não só espaço e equipamento

informático, a nível de hardware e software, como a capacidade de mediação para que, quando solicitado, os alunos envolvidos em projetos tenham acesso a esta estrutura.

Tem ainda o objetivo de fomentar a experimentação, permitindo o teste de soluções, o desenvolvimento de protótipos e a apresentação de resultados, sem prejuízo da total independência das unidades referidas e do que for decidido pelas respetivas tutelas.

1.3 Organização e Temas Abordados no Presente Relatório

Este trabalho divide-se em quatro partes distintas: revisão bibliográfica, desenvolvimento de modelos, apresentação dos resultados e conclusões.

No primeiro capítulo será feito um enquadramento aos diferentes modos de transferência de calor, caracterizando assim, a convecção, a condução e a radiação. São descritos os principais mecanismos físicos por detrás destes fenómenos, assim como as principais propriedades.

Ainda neste capítulo são descritos os diversos sistemas de proteções térmicas, abordando as suas principais funcionalidades, materiais e ambientes de uso, etc. E ainda, é introduzida alguma literatura relativa aos sistemas de proteção de múltiplas camadas.

Por fim, é discutido o software relativamente à sua utilização para fins de análises térmicas.

No segundo capítulo, são abordadas as diferentes combinações de equações para a formulação do modelo analítico para os diferentes modos de transferência de calor, isto para ser possível uma análise ao sistema de isolamento de múltiplas camadas. Para se concluir o capítulo, é abordado o procedimento de criação dos diferentes modelos numéricos. A aplicação destes modelos é testada para condições de fronteira de altas e baixas temperaturas, para três tipos de materiais, bem como para sistemas com diferentes camadas.

No capítulo seguinte, estão apresentados os resultados dos diferentes modelos. Em primeiro lugar, é tabelado um modelo analítico, bem como um modelo numérico, em que se considera apenas o efeito da radiação. Posteriormente, serão apresentados os resultados para os três tipos de materiais, em que já não se despreza o efeito da condução ao longo da camada e dos espaçadores. Ainda neste capítulo, é feita uma análise de resultados dos diferentes modelos, analisando gradientes de temperaturas, efeitos dos espaçadores, fluxos de calor ao longo do sistema.

Por fim, são apresentadas as conclusões e considerações finais sobre toda esta tese de dissertação. São feitas também algumas sugestões para trabalhos futuros.

Na Figura 1 encontra-se um esquema resumo dos capítulos, da estrutura e conteúdos dos capítulos.



Figura 1 - Resumo do conteúdo deste trabalho.

2 Revisão dos Fundamentos

Nesta seção são postulados os princípios base da termodinâmica, aplicados no decurso deste trabalho.

A termodinâmica trata da relação entre o calor e outras formas de energia, sendo que esta pode ser transferida através de interações entre o sistema e suas vizinhanças. Estas interações são denominadas calor e trabalho.^[1]

1ª Lei da Termodinâmica:

$$E_2 - E_1 = Q_{12} - W_{12}.^{[1]} \quad (1)$$

onde Q_{12} é o calor transferido para o sistema durante o processo do estado 1 para o estado 2, E_2 e E_1 , são o valor final e inicial do sistema e W_{12} é o trabalho realizado pelo sistema durante o processo.

A primeira lei da termodinâmica estabelece que a variação líquida de energia de um sistema é sempre igual à transferência líquida de energia na forma de calor e trabalho.

2ª Lei da Termodinâmica:

Uma vez que a 1ª lei da termodinâmica não aponta nas direções dos fluxos de calor e trabalho, então a 2ª lei indica que todos os processos conhecidos ocorrem apenas num certo sentido e não no oposto.^[1]

É de referir que existe uma diferença fundamental entre a transferência de calor e a termodinâmica. A termodinâmica trata das interações de calor e o papel que elas desempenham na primeira e na segunda leis, não tem em conta o mecanismo de transferência de calor nem os métodos de cálculo da taxa de transferência de calor.

A termodinâmica trata com estados de equilíbrio da matéria onde existe gradientes de temperatura. Embora a termodinâmica possa ser usada para determinar a quantidade de energia requerida na forma de calor para um sistema passar de um estado de equilíbrio para outro, ela não pode quantificar a taxa (velocidade) na qual a transferência de calor ocorre. A transferência de calor procura fazer aquilo que a termodinâmica é incapaz de explicar. ^[2]

Regime Permanente:

Considera-se um conjunto adicional de hipóteses, para se construir um modelo eficiente, em regime permanente:

- O estado da substância, em cada ponto do volume de controle, não varia com o tempo;
- O fluxo de massa e o estado desta em cada área discreta de escoamento do volume de controle não varia com o tempo. As taxas de calor e trabalham permanecem constantes. ^[1]

Para regime permanente, sem variação com o tempo, temos:

$$0 = Q_{12} - W_{12}. \quad (2)$$

Regime Transiente:

Quando as condições do meio que envolve um corpo sólido são subitamente mudadas, um certo intervalo de tempo transcorrerá até que uma condição de equilíbrio seja estabelecida pelo corpo. A condição de equilíbrio é o estado de regime permanente. No processo transitório de aquecimento ou arrefecimento que ocorre antes do equilíbrio ser atingido, a análise deve ser modificada para ter em consideração a variação da energia interna do corpo com o tempo. ^[1,2]

2.2 Transferência de Calor

A partir do estudo da termodinâmica, a energia pode ser transferida através de interações de um sistema com a sua vizinhança. Essas interações são conhecidas como trabalho e calor. Entretanto a termodinâmica lida com os estados extremos (inicial e final) do processo ao longo do qual uma interação ocorre e não fornece informação sobre a natureza da interação ou sobre a taxa na qual ela ocorre. Neste capítulo, estabelece-se os fundamentos principais para se conseguir caracterizar os diferentes modos de transferência de calor.

A transferência de calor (ou calor) é energia térmica em trânsito devido a uma diferença de temperaturas no espaço. (Fundamentos de Calor, 2006)

Sempre que exista um gradiente de temperaturas num meio ou entre meios, existirá uma transferência de calor. Como representado na Figura 2, classificam-se os diferentes modos de transferência de calor. Existem três modos:

- Condução;
- Convecção;
- Radiação.

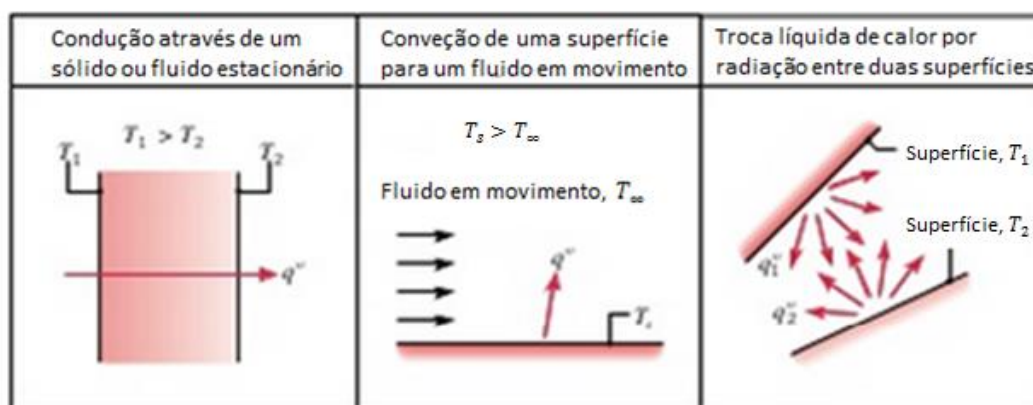


Figura 2 - Modos de transferência de calor: condução, convecção, radiação.^[2]

Quando existe uma diferença de temperaturas num meio estacionário, que pode ser um sólido ou um fluido, utiliza-se a definição condução para se referir à transferência de calor que ocorre através deste. Por outro lado, o conceito de convecção refere-se à transferência de calor que ocorre entre uma superfície e um fluido em movimento quando eles estão a temperaturas diferentes. Por fim, o terceiro modo de transferência de calor é conhecido como radiação térmica. Todas as superfícies com

temperatura não nula (maior que 0 K) emitem energia na forma de ondas eletromagnéticas. Portanto, quando não existe um meio interposto participante, isto é, quando por exemplo esta análise é efetuada em vácuo, há transferência de calor apenas por radiação, entre duas superfícies a diferentes temperaturas.

2.2.1 Convecção

A convecção pode ser entendida como a energia que é transferida de uma zona quente para outra fria de um fluido através da ação combinada de: condução de calor, armazenamento de energia e movimento de mistura. (Transferência de Calor, 2006)

Para uma melhor compreensão do mecanismo de convecção, recorre-se à Figura 3, na qual uma superfície a uma temperatura T_s , está a ser refrigerada (ar ventilado).

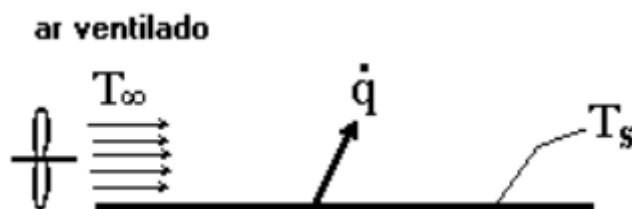


Figura 3 – Transferência de calor por convecção forçada, numa placa ventilada.^[24]

Assim, este fenómeno é caracterizado como sendo convecção forçada, pelo facto de o ar ser obrigado a movimentar-se através da indução de um agente externo, neste caso um ventilador.

Analisa-se agora, a situação em que não existe um agente externo. Assim, as partículas que se encontram junto à superfície recebem calor por condução e armazenam energia proveniente da superfície que se encontra a uma temperatura superior. Uma vez que estas partículas recebem calor, a sua densidade irá reduzir e, sendo as partículas mais leves, irão subir, trocando energia com as partículas que se encontram a uma temperatura inferior, e por isso mais pesadas, que irão descer. Este tipo de convecção é designado por convecção natural. Para se entender o mecanismo físico, recorre-se à Figura 4.

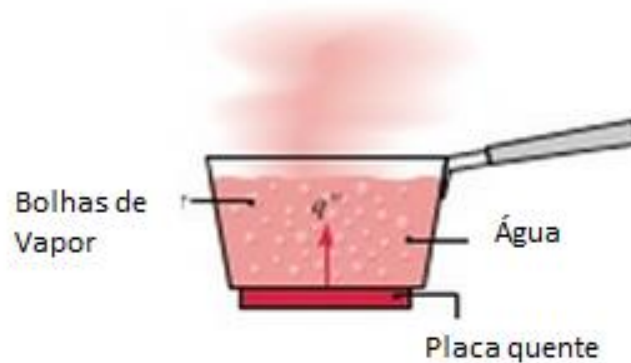


Figura 4 - Panela sendo aquecida a calor constante.^[2]

Recorre-se ao exemplo de uma panela doméstica, para se entender o conceito de convecção natural, que através do aquecimento da água é provocado o movimento das moléculas da água como descrito nos parágrafos anteriores.

A equação que caracteriza o fluxo de calor, por convecção é a seguinte:

$$q = -h \times (T_2 - T_1), \quad (3)$$

onde,

- q – fluxo de calor (W/m^2);
- h – coeficiente de transferência de calor por convecção ($\text{W/m}^2\text{K}$);
- T_1, T_2 – Temperaturas das superfícies 1 e 2 (K ou $^{\circ}\text{C}$).

2.2.2 Condução

Nesta seção é apresentado o conceito de condução, de forma a permitir ao leitor um enquadramento total para quando se realizar a análise do isolamento de múltiplas camadas, no qual a condução é um mecanismo predominante.

Assim, a condução refere-se ao transporte de energia num meio devido a um gradiente de temperatura e o mecanismo físico é a atividade atômica ou molecular aleatória. Pode ainda ser vista como, a transferência de energia das partículas mais energéticas para as menos energéticas de uma substância devido às interações entre partículas. (Transferência de Calor, 2006)

Para se compreender o mecanismo físico que está por detrás do fenómeno de condução, recorre-se à Figura 5, que mostra um gás contido entre duas placas, a diferentes temperaturas.

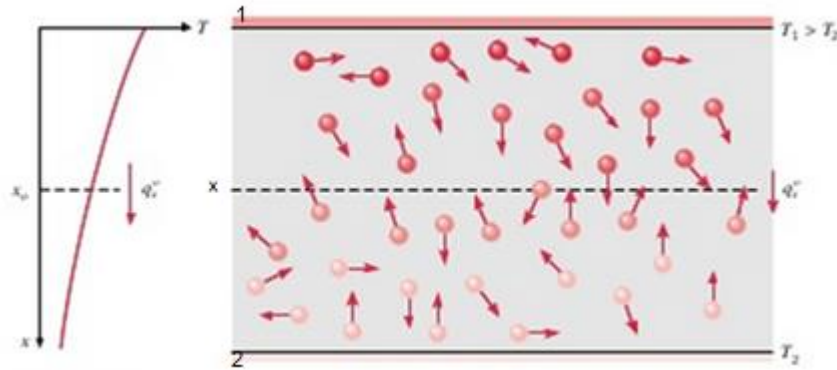


Figura 5 - Associação da transferência de calor por condução à difusão de energia devido à atividade molecular.^[2]

- O gás ocupa o espaço entre duas superfícies 1 e 2 mantidas a diferentes temperaturas de modo que $T_1 > T_2$ (o gás não tem movimento a nível macroscópico);
- Como altas temperaturas estão associadas a energias moleculares mais elevadas, as moléculas próximas à superfície são mais energéticas (movimentam-se mais rápido);
- O plano hipotético x é constantemente atravessado por moléculas de cima e de baixo. Entretanto, as moléculas de cima estão associadas com mais energias do que as de baixo.

É de fácil compreensão que existe, portanto, uma transferência líquida de energia da superfície 1 para 2 através do mecanismo de condução no gás.

Para meios líquidos, o fenómeno de condução é praticamente igual, mas uma vez que as moléculas estão menos espaçadas e, as interações são mais fortes e mais frequentes.

No caso do meio ser sólido, existem basicamente dois processos (ambos com alto grau de complexidade):

- Sólido mau condutor de calor: ondas de vibração da estrutura cristalina;
- Sólido bom condutor de calor: movimentos dos eletrões livres e vibração da estrutura cristalina.

2.2.2.1 Lei Fourier

É possível quantificar os processos de transferência de calor, que caracterizam a taxa de fluxo de calor. Para o mecanismo de condução, a Lei de Fourier diz que: ^[1,2,3]

$$q = -k \frac{dT}{dx}, \quad (4)$$

onde,

- q – fluxo de calor (W/m^2)
- k – condutividade térmica (W/mK)
- $\frac{dT}{dx}$ – gradiente de temperatura, em função de x

O fluxo térmico q (W/m^2) é a taxa de transferência de calor na direção x por unidade de área perpendicular à direção da transferência e é proporcional ao gradiente de temperatura, $\frac{dT}{dx}$, nesta direção. O sinal menos é devido ao facto do calor ser transferido na direção da temperatura decrescente. Nas condições de regime permanente, o gradiente de temperatura pode ser representado como:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{T_2 - T_1}{L}, \quad (5)$$

e o fluxo térmico é, então:

$$q = -k \frac{T_2 - T_1}{L}, \quad (6)$$

Para a parede plana unidimensional representada na figura seguinte é possível verificar uma distribuição de temperaturas $T(x)$.

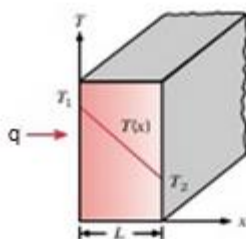


Figura 6 - Transferência de calor unidimensional por condução (difusão de energia).^[2]

Observe-se que esta equação quantifica um fluxo térmico, isto é, a taxa de transferência de calor por unidade de área. A taxa de transferência de calor Q , através de uma parede plana com área A , é, então o produto do fluxo e da área. Na tabela seguinte apresentam-se as várias equações que trazem a transferência líquida de energia por condução para diversas geometrias.

Tabela 1- Soluções unidimensionais, em regime permanente.^[2]

	Parede Plana	Parede Cilíndrica	Parede Esférica
Equação de Calor	$\frac{d^2T}{dx^2} = 0$	$\frac{1}{r} \frac{d}{dr} \left(r \frac{dT}{dr} \right) = 0$	$\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} \left(r^2 \frac{dT}{dr} \right) = 0$
Distribuição de Temperaturas [K]	$T_{s,1} - \Delta T \frac{x}{L}$	$T_{s,2} + \Delta T \frac{\ln\left(\frac{r}{r_2}\right)}{\ln\left(\frac{r_1}{r_2}\right)}$	$T_{s,2} + \Delta T \left[\frac{1 - \left(\frac{r_1}{r_2}\right)}{1 - \left(\frac{r_1}{r_2}\right)} \right]$
Fluxo térmico (W/m²)	$k \frac{\Delta T}{L}$	$k \frac{\Delta T}{r \ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}$	$k \frac{\Delta T}{r^2 \left[\left(\frac{1}{r_1}\right) - \left(\frac{1}{r_2}\right) \right]}$
Taxa de transferência de calor (W)	$kA \frac{\Delta T}{L}$	$2\pi Lk \frac{\Delta T}{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}$	$4\pi k \frac{\Delta T}{\left(\frac{1}{r_1}\right) - \left(\frac{1}{r_2}\right)}$
Resistência térmica (W/m²K)	$\frac{L}{kA}$	$\frac{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{2\pi Lk}$	$\frac{\left(\frac{1}{r_1}\right) - \left(\frac{1}{r_2}\right)}{4\pi k}$

2.2.3 Radiação

Apresentamos de seguida o terceiro e último modo de transferência de calor, a radiação térmica. A radiação térmica é a radiação eletromagnética emitida por um corpo em função da sua temperatura. Neste capítulo, inicialmente iremos descrever a natureza da radiação térmica, suas características e as propriedades dos materiais relevantes ao estudo do fenómeno. Por fim, serão abordados as trocas de calor entre superfícies reais.

2.2.3.1 Mecanismo Físico

A radiação térmica, sendo um mecanismo de transporte de energia por radiação eletromagnética, a sua velocidade de propagação é igual à velocidade da luz, 2.998×10^8 m/s. É a única forma de transferência de calor que não precisa de um meio físico para a sua propagação, sendo portanto o único modo existente em vácuo. (Transferência de Calor, 2006)

$$c = \lambda \nu, \quad (7)$$

onde,

- c – velocidade da luz (2.998×10^8 m/s);
- λ – comprimento de onda (μm);
- ν – frequência (Hz=1/s).

A Figura 7 ilustra o espectro eletromagnético. A faixa de comprimentos de onda para a radiação térmica está compreendida entre 0.1 e 100 μm , enquanto que a faixa de luz visível do espectro é muito estreita, compreendida entre aproximadamente 0.35 e 0.75 μm .

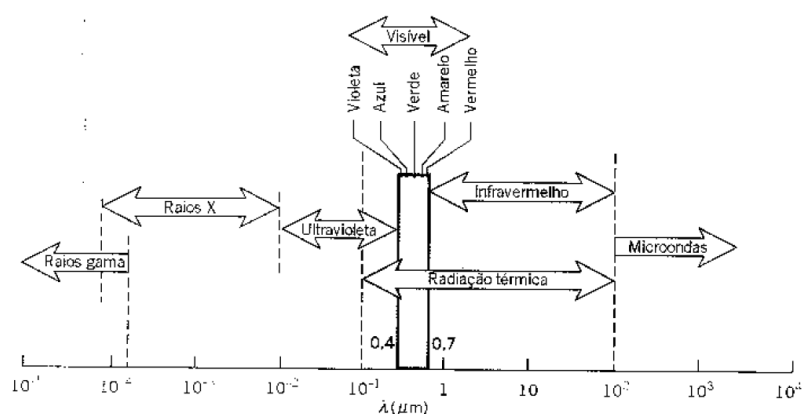


Figura 7 – Espectro da radiação eletromagnético.^[24]

2.2.3.2 Propriedades

Quando uma quantidade de energia atinge uma determinada superfície, esta pode ser refletida, absorvida e ainda transmitida como representado na Figura 8.

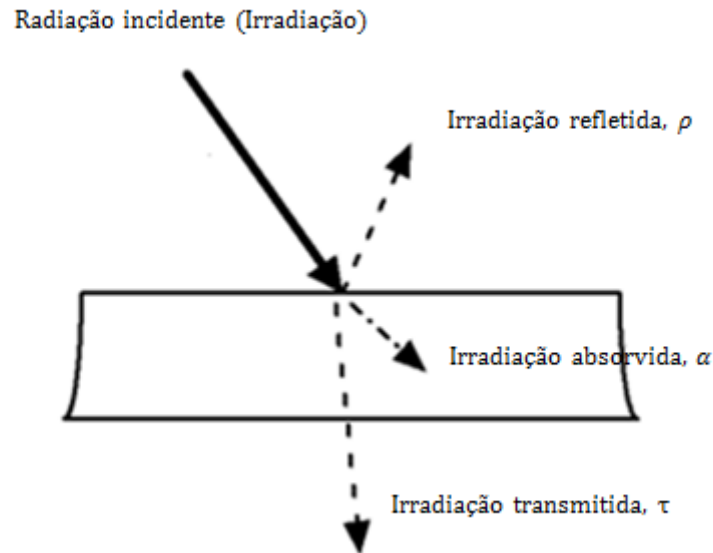


Figura 8 - Radiação incidente sobre uma superfície real.

A refletividade ρ é a fração refletida, a absortividade α é a fração absorvida e por sua vez a transmissividade τ é a fração transmitida. Portanto,

$$\rho + \alpha + \tau = 1. \quad (8)$$

Para corpos sólidos que não transmitem radiação térmica, a transmissividade pode ser considerada igual a zero. Então,

$$\rho + \alpha = 1. \quad (9)$$

A emissividade e a absortividade representam o comportamento do material em todos os comprimentos de onda. A emissividade (ϵ) é definida como a relação entre o poder emissivo do corpo e o poder emissivo de um corpo negro no mesmo comprimento de onda e mesma temperatura^[3]. Os corpos negros ($\epsilon=1$), emitem a radiação máxima, enquanto que as superfícies reais emitem menos radiação. Na realidade, a emissividade de um material varia com a temperatura e o comprimento de onda da radiação. Um corpo cinzento é caracterizado por uma emissividade ϵ , que é independente do comprimento de onda.

2.2.3.3 Corpo Negro

Para se poder caracterizar o poder emissivo de um corpo negro, é necessário entender primeiro este conceito através das seguintes definições:

- Um corpo negro absorve toda a radiação incidente, independente do seu comprimento de onda e da sua direção;
- Para uma dada temperatura e comprimento de onda, nenhuma superfície pode emitir mais energia do que um corpo negro;
- Embora a radiação emitida por um corpo negro seja uma função do comprimento de onda e da temperatura, ela é independente da direção. Isto é, o corpo negro é um emissor difuso. ^[2]

Um corpo negro absorve e emite de forma perfeita, servindo como padrão para as superfícies reais. Apesar de algumas superfícies se aproximarem ao comportamento do corpo negro, é importante salientar que nenhuma superfície possui exatamente as mesmas propriedades teóricas que este. Na Figura 9 estão representados os poderes emissivos em função do comprimento de onda, de um corpo negro, corpo cinzento e ainda de uma superfície real. O corpo cinzento apresenta características que se aproximam das características dos corpos reais.

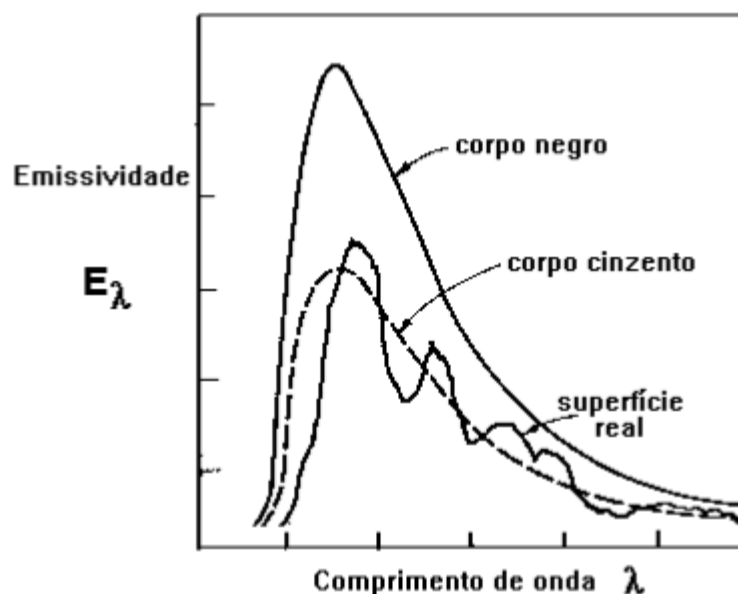


Figura 9 - Poder emissivo espectral em função do comprimento de onda. ^[24]

Lei de Stefan-Boltzmann

Um corpo negro define-se como uma superfície que apresenta o maior poder emissivo de todos, e é determinado através da lei de Stefan-Boltzmann:

$$E = \sigma T_s^4, \quad (10)$$

onde,

- T_s – temperatura absoluta da superfície (K);
- σ – constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$).

Através dos conceitos atrás expostos, é possível concluir que o fluxo térmico emitido por uma superfície real, é sempre menor do que aquele emitido por um corpo negro à mesma temperatura, sendo caracterizado por:

$$E = \varepsilon \sigma T^4, \quad (11)$$

onde, ε é a propriedade radiante da superfície conhecida como emissividade e apresenta uma gama de valores de $0 \leq \varepsilon \leq 1$. Esta propriedade fornece uma medida de eficiência em relação ao corpo negro. Esta propriedade depende do material da superfície e do seu acabamento, entre outros.^[2,3]

2.2.3.4 Fator de Forma

O conceito de fator de forma, pode ser definido como a fração de radiação que sai da superfície i e é interceptada pela superfície j . Com o objetivo de se formular uma equação que tenha em consideração os fatores de forma, imagine-se duas superfícies A_i e A_j orientadas de forma aleatória, como representado na Figura 10. Os elementos de área de cada superfície, dA_i e dA_j , estão ligados por um segmento de reta de comprimento R_a , que forma os ângulos polares θ_i e θ_j com as respectivas normais n_i e n_j .

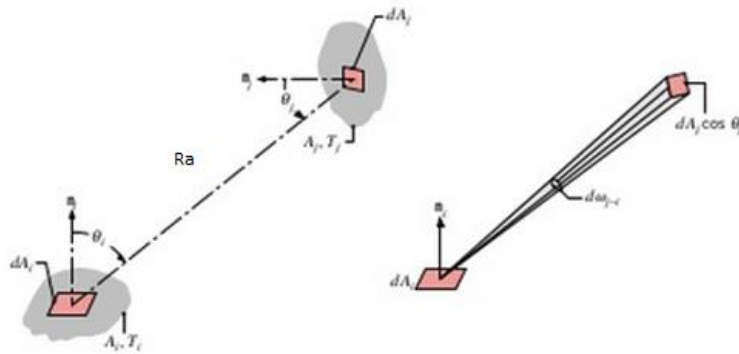


Figura 10 –Elementos utilizados na obtenção do fator de forma de radiação.^[2]

A equação que caracteriza os fatores de forma é:

$$F_{ij} = \frac{1}{A_j} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R_a^2} dA_i dA_j. \quad (12)$$

Os fatores de forma apresentam duas regras fundamentais, e estão definidas nas equações 13 e 14.

- Relação de reciprocidade:

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji}. \quad (13)$$

- Cavidade fechada:

$$\sum_{j=1}^N F_{ij} = 1. \quad (14)$$

2.2.3.5 Superfícies Reais (Difusoras e Cinzentas)

Dois novos conceitos devem ser apresentados, antes do cálculo da transferência de calor por radiação entre duas superfícies reais.

- G = irradiação – radiação total incidente sobre uma superfície por unidade de tempo e de área;

- J = radiosidade – radiação total que deixa uma superfície por unidade de tempo e de área. ^[2,3]

Para se analisar a troca de energia por radiação no interior de uma cavidade, é necessário definir algumas hipóteses. Admitindo que todas as superfícies da cavidade são isotérmicas, apresentam uma radiosidade uniforme e uma irradiância também uniforme, e ainda que, o comportamento das superfícies são opacas, difusoras, cinzentas e que o interior da cavidade seja inerte.

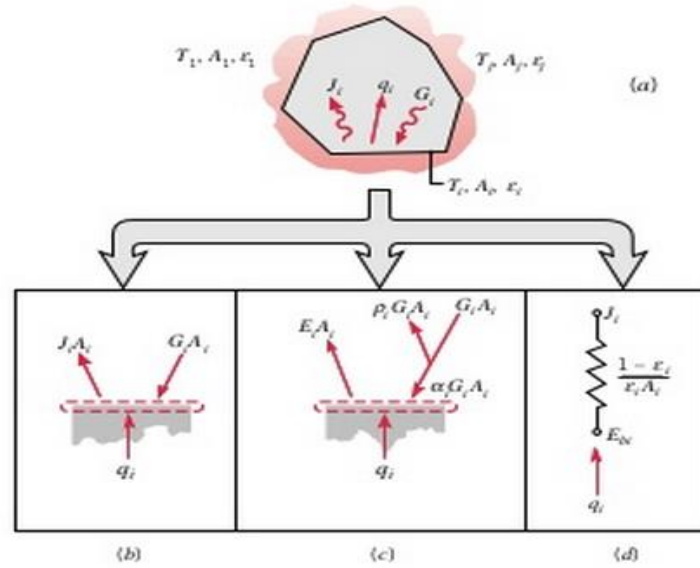


Figura 11 - Troca radiativa numa cavidade com superfícies difusoras e cinzentas, com meio interno inerte: (a) Esquema da cavidade; (b) Balanço radiativo de acordo com a Equação 16; (c) Balanço radiativo de acordo com a Equação 17; (d) Circuito analógico que representa transferência líquida de radiação de uma superfície. ^[2]

A energia líquida que deixa uma superfície é a diferença entre a radiosidade e a irradiância, e pode ser escrita como:

$$\frac{Q_i}{A_i} = J_i - G_i, \quad (15)$$

e pode ser reescrita em termos da emitância e irradiância da superfície,

$$\frac{Q_i}{A_i} = E_{mi} - \alpha_i G_i. \quad (16)$$

Sendo que, a emitância é igual à energia emitida pelo corpo, enquanto que a irradiância da superfície é definida como a energia que a superfície absorve.

Como estudado anteriormente $\rho = 1 - \alpha = 1 - \varepsilon$, numa superfície opaca, difusora e cinzenta, então a transferência de energia radiativa líquida que sai de uma superfície pode ser representada por:

$$Q = \frac{E_{bi} - J_i}{(1 - \varepsilon_i)/A_i \varepsilon_i}. \quad (17)$$

A partir de uma consideração útil para a Equação 17, que consiste na hipótese do denominador se comportar como uma resistência radiativa, o numerador como uma diferença potencial e, o fluxo de calor como uma corrente, então é possível imaginar um elemento de circuito, como representado na Figura 12.

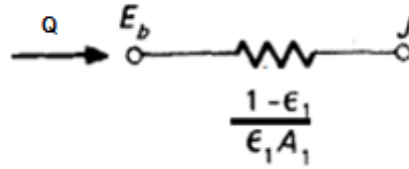


Figura 12 - Elemento que representa uma resistência superficial no método do circuito elétrico análogo da radiação.^[4]

Sendo que, a troca líquida de energia entre duas superfícies é caracterizada através da seguinte equação:

$$Q_{1-2} = \frac{J_1 - J_2}{1/A_1 F_{12}}. \quad (18)$$

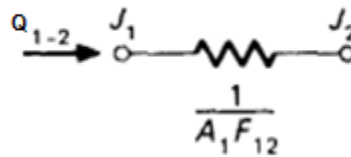


Figura 13 - Elemento que representa uma resistência superficial no método do circuito elétrico análogo da radiação, de troca líquida de energia entre duas superfícies.^[4]

A transferência líquida de calor, é dada pela diferença de potencial dividida pela soma das resistências como representado na Figura 14.

$$Q = \frac{E_{n1} - E_{n2}}{(1 - \varepsilon_1)/\varepsilon_1 A_1 + \frac{1}{A_1 F_{12}} + (1 - \varepsilon_2)/\varepsilon_2 A_2}$$

$$= \frac{\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{(1 - \varepsilon_1)/\varepsilon_1 A_1 + \frac{1}{A_1 F_{12}} + (1 - \varepsilon_2)/\varepsilon_2 A_2}. \quad (19)$$

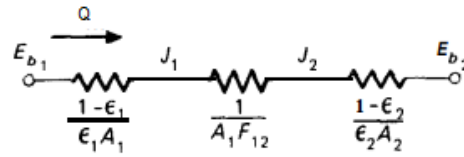
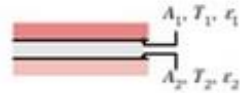


Figura 14 - Circuito equivalente de cavidade com duas superfícies.^[4]

Na Figura 15 estão representadas diferentes tipos de cavidades com as respectivas equações de trocas de fluxo de calor.

Planos Paralelos Infinitos

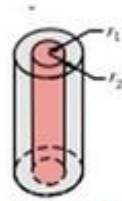


$$A_1 = A_2 = A$$

$$F_{12} = 1$$

$$Q = \frac{\sigma A (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}$$

Cilindros concêntricos infinitamente longos



$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{r_1}{r_2}$$

$$F_{12} = 1$$

$$Q = \frac{\sigma A_1 (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2} \left(\frac{r_1}{r_2} \right)}$$

Esferas concêntricas

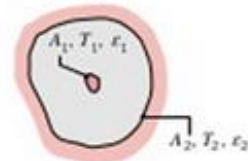


$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{r_1^2}{r_2^2}$$

$$F_{12} = 1$$

$$Q = \frac{\sigma A_1 (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2} \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^2}$$

Objeto pequeno numa cavidade grande



$$\frac{A_1}{A_2} \approx 0$$

$$F_{12} = 1$$

$$Q = \sigma A_1 \varepsilon_1 (T_1^4 - T_2^4)$$

Figura 15 - Cavidades espaciais com duas superfícies cinzas e difusas.^[2]

2.2.3.6 Escudo de Radiação

Umas das formas de se reduzir a transferência líquida de radiação entre duas superfícies, baseia-se na utilização de escudos de radiação entre as duas superfícies, com baixa emissividade (elevada refletividade). Estes escudos introduzem uma resistência no circuito analógico. Com recurso à Figura 16(a), temos dois planos paralelos infinitos, o calor transferido entre as superfícies pode ser calculado através da primeira equação da Figura 15. Será desenvolvida uma equação para caraterizar a Figura 16(b), que consiste nos mesmos dois planos, mas com um escudo de radiação colocado entre eles. E por fim, será calculado o calor transferido entre o caso sem escudo e com escudo, e posteriormente comparado.

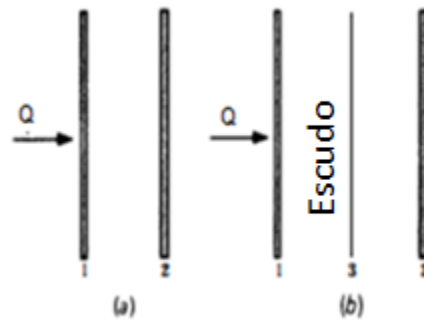


Figura 16 - Radiação entre plano paralelos infinitos com e sem escudo de radiação.^[4]

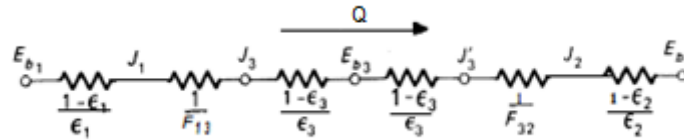


Figura 17 - Circuito elétrico analógico da radiação para dois planos paralelos separados por um escudo de radiação.^[4]

Como o escudo não fornece ou retira calor do sistema, o fluxo de calor transferido entre a placa 1 e o escudo deve ser precisamente o mesmo transferido entre o escudo e a placa 2, sendo este o fluxo de calor total transferido. Portanto,

$$\left(\frac{Q}{A}\right)_{1-3} = \left(\frac{Q}{A}\right)_{3-2} = \frac{Q}{A} = \frac{\sigma(T_1^4 - T_3^4)}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1}{\epsilon_3} - 1} = \frac{\sigma(T_3^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\epsilon_3} + \frac{1}{\epsilon_2} - 1}. \quad (20)$$

Existe apenas uma incógnita relativamente à Equação 20, que é a temperatura T_3 . Se as emissividades das três superfícies forem iguais, isto é, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3$, obtém-se a seguinte relação:

$$T_3^4 = \frac{1}{2}(T_1^4 + T_2^4). \quad (21)$$

e o fluxo de calor é então,

$$\frac{Q}{A} = \frac{\frac{1}{2}\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_3} - 1}. \quad (22)$$

Uma vez que $\varepsilon_2 = \varepsilon_3$, é possível concluir que este fluxo de calor é metade do que ocorreria se não existisse escudo.

Para o cálculo de problemas com a existência de N escudos, aplica-se o procedimento anterior. Quando as emissividades apresentam o mesmo valor, o fluxo de calor transferido pode ser facilmente calculado com recurso ao circuito elétrico análogo da radiação em série. Existem duas resistências para cada escudo e, uma resistência para cada superfície de transferência de calor. Existem $N+1$ resistências espaciais com o mesmo valor, pois os fatores de forma são iguais à unidade para planos paralelos infinitos. A resistência total para o circuito será, então:^[2,3,4]

$$R(N \text{ blindagens}) = (2N + 1)\frac{1-\varepsilon}{\varepsilon} + (N + 1)(1) = (N + 1)\left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right), \quad (23)$$

$$R(\text{sem blindagens}) = \frac{1}{\varepsilon} + \frac{1}{\varepsilon} - 1 = \frac{2}{\varepsilon} - 1. \quad (24)$$

É possível concluir, que a resistência com os escudos, é $N+1$ vezes maior do que as sem blindagem. Então,

$$\left(\frac{Q}{A}\right)_{\text{com blindagens}} = \frac{1}{N+1} \left(\frac{Q}{A}\right)_{\text{sem blindagens}}. \quad (25)$$

Sendo o $\left(\frac{Q}{A}\right)_{\text{sem blindagens}}$, igual aos fluxos de calor da Figura 15.

2.2.3.7 Radiação Solar

O Sol é a fonte principal de calor e potência para uma nave espacial, até uma distância aproximadamente de 2 AU. A radiação solar, é aproximada a um corpo negro a 5762 K^[7]; os seus efeitos são sentidos através de ondas de radiação eletromagnética. Perto da Terra, até cerca de 1 AU, o valor nominal de energia de radiação incidente diretamente numa superfície normal numa linha com o Sol, que é a conhecida como a constante solar, é cerca de $I_{\text{solar}}=1366.1\text{W/m}^2$ (ISO 21348 2007). A magnitude da intensidade solar não é constante, e pode ser explicado através do número de manchas solares existentes, que varia num ciclo de onze anos, e então, a energia emitida pelo Sol varia com este ciclo, mas esta variação é apenas uma pequena fração da energia média emitida. Outra razão está associada com a órbita terrestre, isto devido à excentricidade da órbita elíptica da Terra, a distância entre a Terra e o Sol varia aproximadamente $\pm 1.7\%$ durante o ano. Assim, a radiação solar varia dentro de uma gama de 1321.6W/m^2 em afélio (ponto da órbita mais próximo do Sol), e até 1412.9W/m^2 em periélio (ponto da órbita mais afastado do Sol).^[7]

A distribuição espectral da irradiação até 1 UA pode ser encontrada recorrendo às normas ASTM E-490 (2006) e ECSS-E-ST10-04C (2008). A distribuição é efectuada com base em informações de satélites, missões de lançamento espaciais, veículos de alta altitude e telescópicos solares.

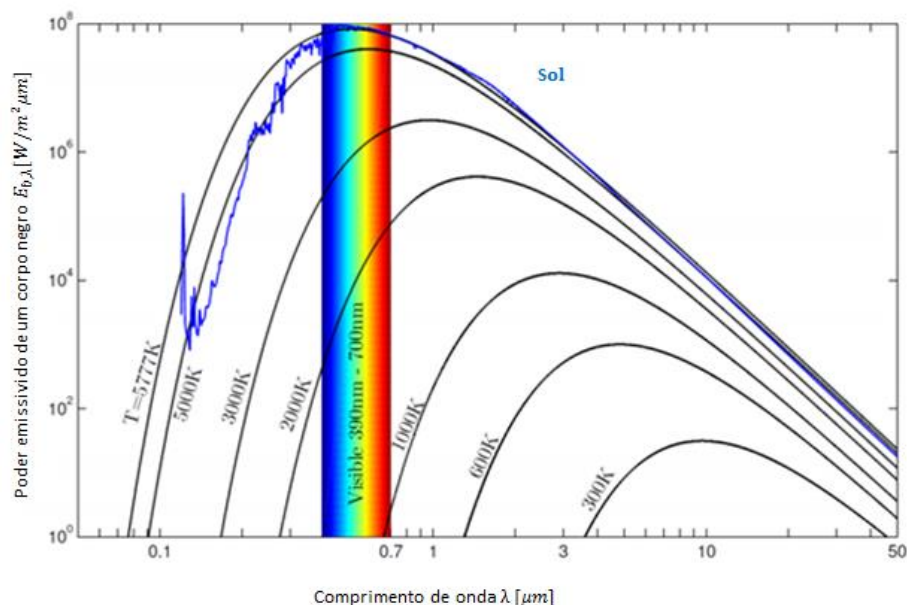


Figura 18 - Poder emissivo espectral do Sol.^[25]

Pela Figura 18 é possível reparar que 99 % da radiação solar está entre 0.2 μm e 1 μm . A parte visível do espectro (0.4 a 0.8 μm) está incluído nesta gama, e representa 46 % da radiação total; 47 % é perto da gama dos infravermelhos (0.8 a 2.5 μm) e 7 % é radiação ultravioleta (0.3 a 0.4 μm). O máximo tem lugar a 0.45 μm .

Tabela 2 - Informação relevante sobre os diferentes corpos celestes.^[5]

	d [AU]	R _p [km]	I _{solar} [W/m ²]	T _p [K]	a
Mercúrio	0.387	2330	9034	442	0.106
Vénus	0.723	6100	2588	231.7	0.65
Terra	1.0	6367.5	1366	255*	0.3
Marte	1.521	3415	585	210.1	0.15
Júpiter	5.173	71375	51	110.0	0.52
Saturno	9.536	60500	15	81.1	0.47
Urano	19.269	24850	3.6	58.2	0.51
Neptuno	30.034	2500	1.5	46.6	0.41
Plutão	39.076	2930	0.89	-	-
Lua	1.0	1738	1353	273	0.07

*Devido a fluxo de calor de 230 W/m².

Nota: Distância do Sol em AU, Raio do planeta, R_p, fluxo solar, I_{solar}. Temperatura de planeta como se fosse um corpo negro, T_p, Albedo planetário médio, a.

Apenas uma fração da energia total emitida pelo Sol atinge um objeto no espaço. A irradiação solar (I_{solar} em W/m²), é a densidade de potência incidente num objeto devido à iluminação do Sol. Na superfície solar, a densidade de energia é igual à de um corpo negro a uma temperatura de por volta 5762 K e a energia total do sol é multiplicada pela sua área. Contudo, a uma certa distância do Sol, a potência é espalhada sobre uma área muito maior, e portanto, a irradiação solar que atinge um objeto no espaço, diminui à medida que o objeto se encontra mais longe do sol.

A intensidade solar I_{solar} (W/m^2), que atinge um objeto a uma distância qualquer D do Sol é calculada da seguinte forma:

$$I_{\text{solar}} = \frac{1367.5}{AU^2} \left[\frac{W}{m^2} \right]. \quad (26)$$

2.2.4 Necessidade de Proteção Térmica

O controlo térmico, é absolutamente essencial tanto para a integridade física do satélite, bem como para a sua eficiência de operação, porque o equipamento eletrónico, entre outros, apresentam um desempenho ótimo para uma determinada gama de temperaturas específica.

Por exemplo, alguns aparelhos detetores de infravermelho, requerem baixas temperaturas. Por outro lado, muitos componentes tem o seu tempo de vida útil afetado de forma negativa quando sujeito a altas temperaturas.

Elevados gradientes de temperatura ao longo do satélite, é também indesejável porque provocam a contração ou a expansão térmica, podendo distorcer a estrutura, e resultar por exemplo, no desalinhamento de sistemas ópticos.

A temperatura de uma nave espacial, é ditada pelo equilíbrio existente entre a radiação solar incidente no veículo, o vácuo, o fluxo de calor proveniente dos planetas e o calor que é produzido internamente, por exemplo, por equipamentos eletrónicos e ainda por calor que é rejeitado para o espaço profundo. Uma grande parte da radiação solar é bloqueada através de diversos sistemas de isolamento. O calor é rejeitado pelo satélite para o espaço (que é muito frio, e se encontra a uma temperatura de cerca de 0 K) por meio de radiadores.

O subsistema de controlo térmico procura manter a temperatura global num nível aceitável, mas também obter uma distribuição de temperatura global benéfica dentro do satélite. É tarefa da engenharia gerir a distribuição de calor dentro do satélite, de modo a assegurar o nível de temperatura adequado para todas as fases da missão (lançamento, transferência de órbita, operação em órbita).^[8]

2.3 Ambiente Espacial e Órbitas

Devido à nave espacial operar num espaço onde existe vácuo, trocas de calor por convecção é praticamente impossível, a condução e a radiação são os únicos mecanismos pelo qual a energia se transfere. A nave espacial estará exposta a energia solar exceto quando se encontra na sombra da Terra, então esta absorve energia solar durante a maior parte do tempo, menos quando orientados com o objetivo de minimizar a absorção de radiação solar. Controlar a temperatura do satélite requiere um balanço cuidadoso entre a energia absorvida e emitida.

No espaço as diferentes fontes de calor são, entre outros:

- Sol;
- IR planetário ($\sim 200 \text{ W/m}^2$ na LEO, ~ 0 na GEO);
- Albedo planetário ($\sim 400 \text{ W/m}^2$ na LEO, ~ 0 na GEO);
- Dissipação interna (baterias, energia armazenada em RTGs,...).

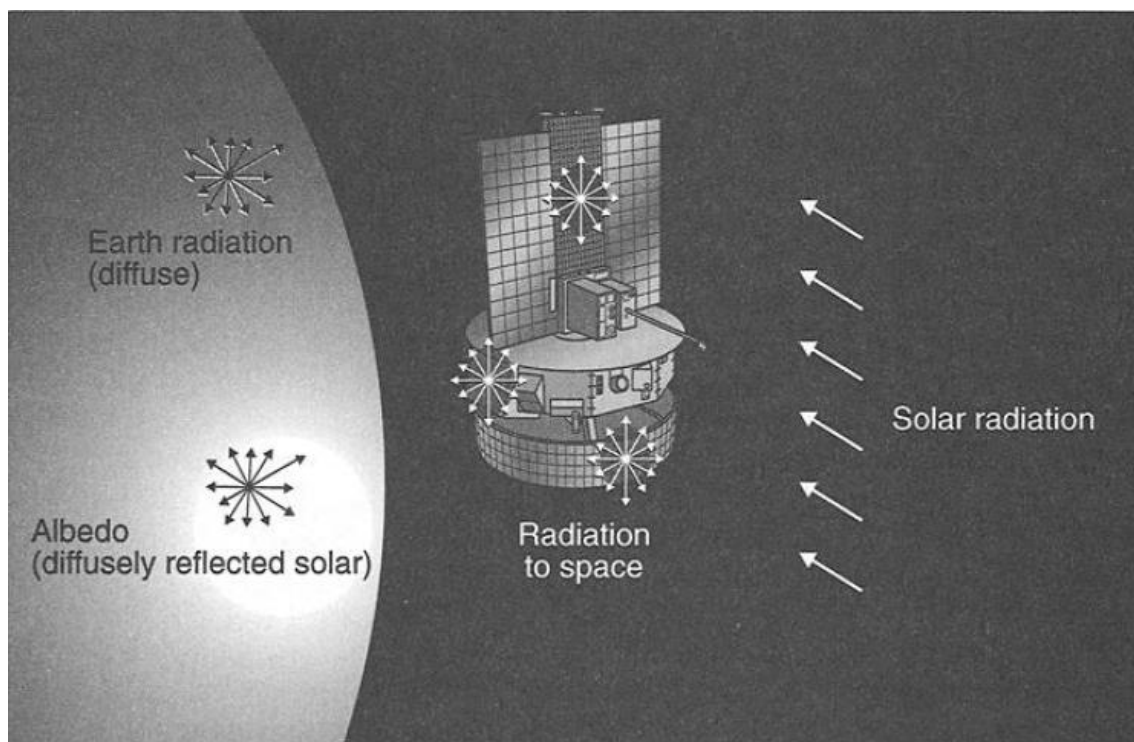


Figura 19 - Ambiente espacial em torno de um satélite.^[17]

O ambiente espacial também afeta a durabilidade dos materiais que constituem os diferentes aparelhos lançados para o espaço. Esta degradação pode ser provocada por:

- Radiação UV;
- Partículas carregadas;
- Oxigénio atómico;
- Alto vácuo;
- Detritos e micrometeoritos;
- Corrosão.

2.3.1 Albedo

Raios solares refletidos pelos corpos celestes são conhecidos como albedo. O albedo planetário é muitas vezes expresso como a fração de luz solar incidente que é refletida para o espaço, e normalmente varia de forma considerável. Por norma, a refletividade é maior na região dos continentes do que nos oceanos, e geralmente, aumenta com o número de nuvens e com a diminuição dos ângulos de elevação solar.^[5]

2.3.2 Irradiação Terrestre

Toda a radiação solar que não é refletida como albedo, é absorvida pela Terra e eventualmente é reemitida como energia IR. A intensidade de energia IR emitida a qualquer momento de um ponto particular da Terra depende consideravelmente de fatores como, a temperatura da superfície da Terra, a quantidade de nuvens que a cobrem, etc. Geralmente, a maior quantidade de calor emitida pela Terra ocorre em regiões desertas e tropicais, e diminui com a latitude.^[5,7]

2.3.3 Subida e Re-Entrada

Para muitos sistemas de transporte, a subida e re-entrada na órbita operacional introduzem restrições ao projeto da proteção térmica. Durante estas duas fases, o ambiente é muitas vezes tão quente para se rejeitar calor por radiação, e os radiadores utilizados em órbita são muitas vezes fechados ou protegidos. Consequentemente, dissipadores de calor alternativo ou outras proteções térmicas especiais proporcionam uma elevada inércia que tem de ser previsto para controlar essas cargas de calor.^[5, 7]

2.3.4 LEO

Esta órbita é usada frequentemente por satélites que monitorizam ou medem as características da Terra e o seu ambiente circundante (observação da Terra, geodésia, etc.) e por laboratórios tripulados e não tripulados. A proximidade da órbita para a Terra tem uma grande influência nas necessidades das proteções térmicas, as emissões infravermelhas terrestres e o albedo apresentam um papel muito importante, bem como o período de órbita curto (menos de 2 h) e a grande duração de eclipse (1/3 do tempo). Pequenos instrumentos ou até painéis solares tem baixas inércias térmicas e podem ser severamente afetados pela constante mudança de ambiente e requerem soluções de projeto térmicas. Situa-se entre 600 e 1600 km de altitude.^[5,7,9]

2.3.5 GEO

É uma órbita de 24 h. Quase todas as telecomunicações e muitos dos satélites meteorológicos encontram-se neste tipo de órbita. Situa-se a por volta de 36000 km de altitude.^[5,7,9]

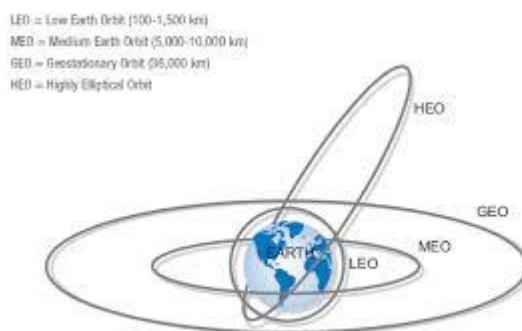


Figura 20 – Diferente órbitas em torno da Terra.

2.3.6 Órbitas Altamente Excêntricas e Especiais

Geralmente, as órbitas altamente excêntricas são para observações astronômicas e os requisitos de projeto do sistema de isolamento térmico depende do tempo de órbita, o número e a duração dos eclipses, a orientação da Terra, do Sol e da nave espacial, o tipo de instrumentos a bordo e os respectivos requisitos de temperatura.

Missões de observação de longa duração de fenómenos particulares, necessitam de um ambiente constante e estável, com baixos recursos de manutenção da estação, longe de qualquer corpo celeste.^[5,7,9]

2.3.7 Espaço Profundo e Exploração Planetária

Este tipo de missão inclui vários sub-cenários dependendo do corpo celestial ou a zona de exploração. Em geral, os pontos comuns são longos tempos de duração e a necessidade de lidar com condições térmicas extremas, como cruzeiros próximos ou distantes do Sol, em órbita baixa de corpos celestes muito frios ou muito quentes, descidas através de atmosferas hostis e sobrevivência no extremo (poeiras, gelados). O objetivo principal dos sistemas de proteções térmicas é prover de capacidade de rejeição de calor para fases de operação a altas temperaturas e ainda reter calor nas baixas temperaturas.^[5,7,9]

2.3.7.1 Marte

Marte é sete vezes menor que a Terra e com dez vezes menos massa, sendo então um planeta mais pequeno. Com uma força gravitacional de 2/3 menor do que a da Terra, Marte apenas consegue reter uma camada fina, sendo a sua atmosfera muito fina e constituída por em 95 % de dióxido de carbono. A pressão atmosférica é altamente variável e 170 vezes mais fraca do que na Terra.

Nos pólos, calotes de gelo permanentes de água e dióxido de carbono (gelo seco) avançam e recuam com as mudanças de estações, enquanto o resto do planeta está coberto de rochas e poeiras. Conta com um número elevado de crateras no seu hemisfério sul e com planícies vulcânicas no seu hemisfério norte.

A gama de temperaturas em Marte é: -140 °C até 30 °C.^[5,7,9]

2.4 Proteções Térmicas

Neste capítulo são discutidos alguns dos tipos de proteções térmicas, bem como as principais diferenças entre estas. Veículos espaciais que entram na atmosfera de um planeta, requerem o uso de sistemas de proteção térmica (TPS) para proteção de calor aerodinâmico. Por sua vez, veículos espaciais que se encontrem numa das diferentes órbitas, também necessitam de proteções térmicas, para proteção da radiação solar, e ainda das temperaturas muito baixas quando estas embarcações se encontram na sombra de um planeta, por exemplo. O objetivo principal é impedir que o calor excessivo danifique ou leve mesmo à destruição de certos equipamentos do veículo espacial.

As superfícies externas do veículo espacial necessitam de proteção do meio ambiente local ou da interação com este, envolvendo:^[9,11]

- A redução ou aumento dos fluxos ambientais absorvidos;
- A redução ou aumento das perdas de calor para o ambiente.

Os maiores parâmetros de projeto das proteções térmicas são:

- Ambiente no qual o veículo espacial opera;
- O calor total dissipado a bordo do veículo espacial;
- A distribuição de dissipação térmica dentro do veículo espacial;
- As temperaturas requeridas para a diversidade de equipamentos internos;
- A configuração da nave espacial e os seus requisitos;
- Tipo de missão a ser desenvolvida pelo veículo espacial.

Para os veículos espaciais a energia proveniente do Sol, e o calor irradiado para o espaço são as maiores interações com o ambiente. Dependendo, contudo da órbita e da orientação do veículo, outros parâmetros podem ser importantes na influência do projeto de controlo térmico. Por exemplo, o tipo de estabilização da orientação pode influenciar o projeto da proteção térmica.

Os diferentes tipos de isolamentos térmicos podem ser agrupados da seguinte forma:

- Aerogel;
- Materiais ablativos;
- Dissipadores de calor;
- Proteção térmica radiativa;
- Arrefecimento por transpiração.

De seguida irão ser retratados os diferentes tipos de proteções térmicas, sendo posteriormente analisado o caso do isolamento por múltiplas camadas (*Sistema de Proteção Térmica*) com maior pormenor e em estudo nesta tese.

2.4.1 Aerogel

Os aerogel são conhecidos por ser o material sólido mais leve que existe. Estes são desenvolvidos pela combinação de um polímero com um solvente para formar um gel, e em seguida é removido o líquido a partir do gel e substituí-se por ar. Os aerogel são extremamente porosos e apresentam uma densidade muito baixa. ^[10]

- Vantagens:^[12]
 - Baixa densidade (0.07 g/cm^3);
 - Altas temperaturas ($2204 \text{ }^\circ\text{C}$);
 - Baixa condutividade térmica ($<1 \text{ W/mK}$ a $2000 \text{ }^\circ\text{C}$);
 - Capacidade de combinar com matrizes compósitas de cerâmicos ou revestimentos estruturais de carbono para produzir um sistema de isolamento térmico;
 - Impermeabilidade a ataques químicas abaixo de $150 \text{ }^\circ\text{C}$;
 - Para reforço estrutural pode ser utilizado espuma de carbono, que é facilmente maquinável, sendo que irá definir a forma final do componente.

A transferência de calor por radiação através dos poros domina em altas temperaturas, e o material de enchimento, carbono, minimiza essa transferência. O aerogel original era produzido a partir de sílica, mas neste momento existe uma variedade de materiais base tais como: óxidos de metal e carbono.

2.4.2 Materiais ablativos

A dissipação de energia cinética na entrada da atmosfera terrestre ou para veículos que voem a velocidades supersônicas resultam num grande aquecimento termodinâmico da superfície exterior do veículo. Tipicamente, o valor máximo da taxa de aquecimento dos veículos que ascendem ou retornem de órbitas baixas da Terra fica abaixo de 1 MW/m^2 , enquanto que para retorno lunar ou para missões a outros planetas esse nível é facilmente ultrapassável. ^[13,14]

Para ser possível manter adequada a temperatura dos componentes, cargas e estruturas, num ambiente térmico hostil, é necessário uma eficiente análise térmica para um correto dimensionamento das proteções térmicas.

As proteções térmicas ablativas absorvem uma fração considerável do pulso de calor por meio de uma decomposição química endotérmica, e, eventualmente através de mudanças de fase. Como resultado deste processo, a maior parte da proteção térmica é carbonizada e apenas uma parte residual isola o veículo espacial da parte carbonizada quente. A forma da superfície aerodinâmica pode ser afetada pela contração do sistema ablativo (causada por mecanismos de erosão) ou por expansão da superfície carbonizada. Tais mudanças de forma e gama de temperatura de aplicação depende dos componentes de plástico, de reforço e do ambiente aerodinâmico.^[13,14]



Figura 21 - Exemplo de re-entrada de sonda na atmosfera terrestre.

2.4.3 Dissipadores de Calor

Os dissipadores de calor são conhecidos como simples tipos de sistemas de proteções térmica de absorção. São usados para projeto dos primeiros veículos de re-entrada.

Estes sistemas são compostos por uma camada exterior fina, que consiste num material de alta condutividade. A função desta camada é absorver o calor. A capacidade de armazenamento de energia por parte desta camada é limitada pela temperatura de fusão do material.

O seu uso é limitado para taxas de baixo calor e pode não ser prático o seu uso em re-entradas de tempo curto e de altas temperaturas.^[13,14]

Tem vantagens como a simplicidade, segurança, ser utilizado em veículos reutilizados e de fácil para remodelação. As suas desvantagens são a baixa eficiência e excesso de peso.

Materiais utilizados como dissipadores de calor:^[14]

- Berílio;
- Óxido de berílio (berília);
- Cobre.

A grafite apresenta características desejáveis para estes equipamentos, mas começa a oxidar a temperaturas longe das requeridas para uma melhor eficiência.

2.4.4 Proteção Térmica Radiativa

Estes sistemas, operam re-emitindo energia por radiação recebida do ambiente envolvente. Estes são compostos por duas camadas: uma camada exterior que consiste num material capaz de sustentar a radiação e manter uma temperatura de equilíbrio, e uma camada interior que isola o equipamento em questão, com o objetivo de minimizar a troca de calor entre estes.^[13]

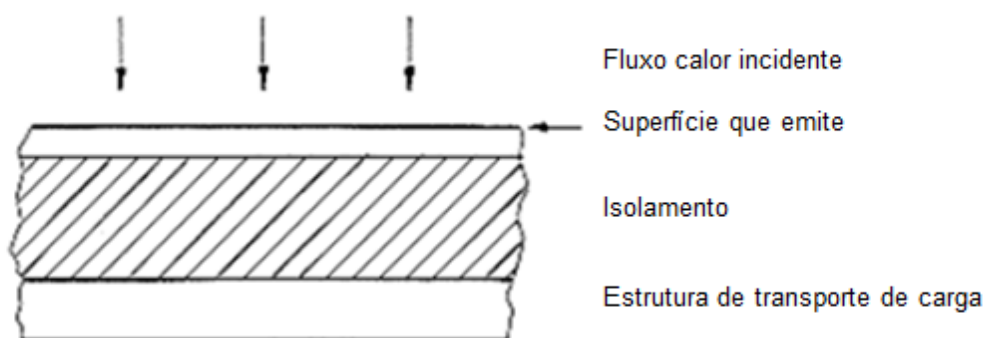


Figura 22 - Esquema de sistema de proteção térmica radiativa.^[14]

2.4.5 Arrefecimento por “Transpiração”

Sistemas de “transpiração”, são sistemas onde o fluido é injetado através de um material poroso na película de fronteira. A estrutura é mantida fria por dois mecanismos: o calor é conduzido pelo refrigerante à medida que flui através da estrutura, e o refrigerante é injetado para fora da superfície que reduz a taxa de calor transferido por refrigeração, diminuindo a espessura da película de fronteira.^[13,14]

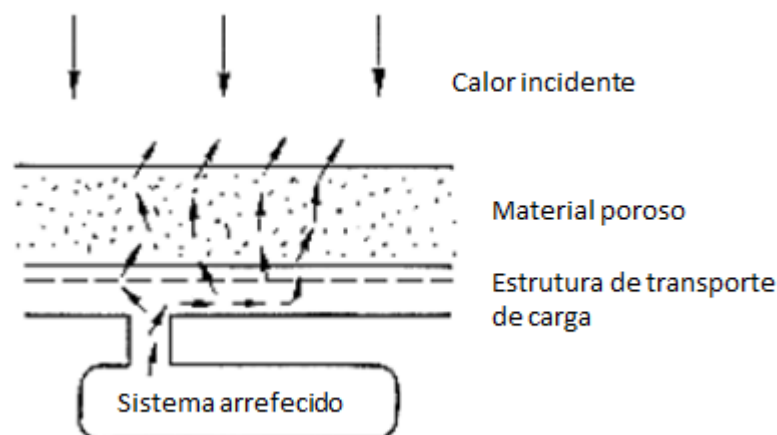


Figura 23 - Esquema de sistema de proteção térmica por transpiração.^[14]

Muitas vezes, o ambiente é demasiado severo para sistemas radiativos e dissipadores de calor, nesses casos os sistemas de transpiração podem ser uma solução prática.

2.4.5 Propriedades de interesse

2.4.5.1 Materiais

Materiais preferidos para isolamentos térmicos tem de apresentar condutividade térmica baixa, um alto ponto de fusão e uma baixa densidade.

Tabela 3 - Exemplos de materiais para isolamentos térmicos e suas propriedades.^[15]

Propriedade	Notação	Grafite moldada	Grafite pirólítica	Carbono- Carbono
Densidade	kg/m ³	1539-1729	2187-2220	1716-1993
Condutividade térmica	W/mK	89.65-112.2	3.1-3.7	1.5-37.4
Ponto de fusão	K	-	3900-3920	-
Calor específico	kJ/(kg.K)	-	0.712	2.1
Taxa de erosão	mm/s	0.15-0.10	0.05-0.025	0.012-0.025

Para materiais dissipadores de energia, as características importantes são, elevada condutividade térmica e calor específico, e ainda uma densidade baixa.

Tabela 4 - Exemplos de materiais dissipadores de energia, e suas propriedades.^[15]

Material	Calor específico [kJ/kgK]	Ponto fusão [K]	Condutividade térmica [W/mK]
Alumínio	0.88	932	180
Cobre	0.39	1356	3990
Grafite pirólítica	0.71	3900	1700

Propriedades preferenciais para materiais ablativos são o alto calor ablativo e a baixa taxa de ablação. Materiais específicos para estes sistemas são a borracha, os materiais compósitos utilizando resinas epóxicas e fenólicas reforçadas com carbono, grafite ou fibras de sílica. As taxas de ablação andam numa gama de 0.01 mm/s até vários mm/s.

Tabela 5 - Exemplos de materiais e propriedades para proteções ablativas.^[15]

Material	Densidade [kJ/kg]	Calor ablativo [kJ/kg]	Tolerância à radiação	Tolerância de baixa Temperatura
Nylon fenólico	1200	$11.6-16.3 \times 10^3$	Razoável – Pobre	Bom – Excelente
Vidro fenólico	1600	23.3×10^3	Razoável – Pobre	Bom - Excelente
Elastómero	320-1200	$7.0-23.3 \times 10^3$	Excelente	Excelente
Grafite pirólítica	2160	$>115 \times 10^3$	Excelente	Razoável
Teflon	2160-2240	$4.6-11.6 \times 10^3$	Excelente	Excelente
Lexan	1200	$4.6-11.6 \times 10^3$	Excelente	Excelente

2.4.5.2 Requisitos Temperatura

Este fator está largamente relacionado com o equipamento tecnológico do veículo espacial. Há três bandas de temperatura relevantes que podem ser definidas:

- Gama criogénica: todas as temperaturas menores que 120 K;
- Gama convencional: temperaturas entre 120 e 420 K;
- Gama de alta temperatura: todas as temperaturas maiores que 420 K;

A estabilidade ao nível da temperatura, refere-se à variação máxima de temperatura de um componente específico ao longo do tempo. A capacidade de lidar com este tipo de equipamentos depende do ambiente e dos requisitos no projeto por ciclo de potência e da configuração do veículo espacial real.^[9]

2.5 Isolamento de Múltiplas Camadas

Nesta seção, é tratado em detalhe o sistema de proteção radiativo, Multilayer Insulation, traduzindo, Isolamento de Múltiplas Camadas. Isolamento de Múltiplas Camadas ou o de Uma Camada (Singlelayer Insulation) são os elementos de controlo térmico mais utilizados nos veículos espaciais. A maioria dos veículos espaciais em operação estão cobertos por estes sistemas de proteção térmica, com áreas abertas onde os radiadores rejeitam calor gerados no interior.

Quando um revestimento simples é insuficiente para evitar grandes perdas ou ganhos de calor para a superfície, isolamentos de múltiplas camadas podem ser utilizados. Normalmente, consiste num determinado número de camadas de plástico metalizadas para reduzir a radiação, e separados por uma folha para evitar o contacto direto entre camadas adjacentes. A camada de revestimento externo depende da aplicação em particular. Todas as camadas do sistemas de proteção térmica apresentam uma emissividade muito baixa.

Estes isolamentos eram, originalmente, utilizados apenas para limitar o fluxo de calor de e para a nave espacial. Hoje eles são utilizados para proteger contra micrometeoritos, oxigénio atómico, acumulação de cargas de eletrão. Em suma, o projeto do sistema de proteção térmica tem de ter em consideração os requisitos de durabilidade, inflamabilidade, controlo de contaminação, forças de lançamento, decaimento de pressão, ventilação da nave espacial, e restrições em materiais magnéticos. Uma vez que a maioria dos locais de lançamentos são perto de praias (ou mesmo no meio do oceano) exposição a ambientes salinos e outros agentes corrosivos é

possível. Também é necessário minimizar a massa, o custo, o risco e o tempo de desenvolvimento e produção.^[9]

A eficiência do sistema de proteção térmica pode ser definida quer em termos de condutância através do isolamento ou através da chamada emissividade efetiva. No primeiro caso, o fluxo de calor pode ser calculado como o produto das diferentes temperaturas entre a camada externa e o hardware coberto pela sistema de isolamento. No segundo caso, são calculadas as trocas de calor radiativo usando uma emissividade efetiva. Este parâmetro tem, uma formulação matemática simples, e pode ter diferentes significados físicos, a escolha da definição depende da técnica de modelagem usada. Este parâmetro será abordado no capítulo 2.5.1.

Os fatores que afetam a eficiência são a composição física do cobertor (número de camada, tipo de revestimento, etc.), a temperatura média do isolamento, a eventual presença de ar ou humidade entre camadas, e a pressão. Um fator muito importante é a maneira como o cobertor é aplicado à superfície da navel espacial.



Figura 24 - Instalação de Isolamento de Múltiplas Camadas.^[16]

De um modo geral, a eficiência do sistema de proteção térmica é medida por amostras relativamente pequenas, enquanto que a eficiência real de um sistema de isolamento sistema de proteção térmica só é conhecida no momento do teste térmico. Fatores de segurança deverão ser aplicados durante a fase de projeto.

Um dos problemas do sistemas de proteção térmica é a incerteza do desempenho deste, que surge a partir da variação da área de contacto e a pressão de contacto entre filmes. Com uma rede convencional de espaçamento, a área e pressão de contacto entre o filme e a rede pode variar muito dependendo do método de montagem utilizado.

Então, para eliminar a incerteza do desempenho do isolamento térmico, a área de contacto entre a camada e o espaçador tem de ser estabilizada e todos os contactos entre filmes impedidos. Se o espaço entre camadas poder ser controlado, então o desempenho do isolamento térmico não dependerá do método de montagem.

2.5.1 Desempenho do sistema de proteção térmica

Calor transferido através do isolamento surge através de uma combinação de radiação e condução através do sólido, e, sobre determinadas condições atmosféricas, convecção. Estes modos de transferência de calor são minimizadas de diferentes formas. O calor por radiação é minimizado intrepando diferentes camadas refletivas (camadas metalizadas), entre o objeto a isolar e o meio envolvente. Calor por condução através do sólido é minimizado mantendo a densidade dos espaçadores entre as películas refletoras o menor possível. A convecção é minimizada deixando sair o gás que se encontra nas camadas para o espaço, utilizando furos na proteção térmica para se obter a despressurização.^[5,18]

Devido a estes modos de calor operarem simultaneamente e interagirem uns com os outros, a condutividade térmica do sistema de isolamento não é facilmente definida, analiticamente, em termos de variáveis como temperatura, densidade ou propriedades físicas dos materiais dos componentes. Uma técnica usual é utilizar uma condutividade térmica efetiva, k_{eff} , ou uma emissividade efetiva, ϵ_{eff} , através do cobertor. Ambos os valores podem ser alcançados experimentalmente durante um estado de regime permanente de transferência de calor.^[5,18,20,23]

Uma análise comparativa entre sistema de proteção térmica pode ser feita com base na ϵ_{eff} :

$$\frac{Q}{A} = \sigma \epsilon_{eff} (T_Q^4 - T_F^4), \quad (27)$$

onde,

- ε_{eff} – Emissividade efectiva;
- σ – Constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$);
- T_Q, T_F – Temperatura da superfície quente e da superfície fria (K);

Onde a T é a temperatura característica do isolamento, dado pela expressão:

$$T = \sqrt[3]{\frac{T_Q^4 - T_F^4}{4(T_Q - T_F)}}. \quad (28)$$

O sistema de proteção térmica pode ser também analisado com base na lei de Fourier, através da condutividade efetiva, k_{eff} :

$$\frac{Q}{A} = k_{eff} \frac{T_Q - T_F}{L}. \quad (29)$$

Existe a seguinte relação entre ambos os parâmetros dada por:

$$k_{eff} = \sigma \varepsilon_{eff} t 4T^3. \quad (30)$$

- Modelo Layer-by-Layer

O modelo layer-by-layer McIntosh^[19] tem em conta três modos de transferência de calor: radiação térmica entre escudos, condução através do gás, e condução através do espaçador. E o fluxo de calor total através do sistema de proteção térmica é dado por:

$$q_{total} = q_{radiação} + q_{condução \text{ gás}} + q_{condução \text{ espaçador}}. \quad (31)$$

Sendo o fluxo de calor radiativo igual a,

$$q_{radiação} = \sigma \times \frac{(T_Q^4 - T_F^4)}{\frac{1}{\varepsilon_Q} + \frac{1}{\varepsilon_F} - 1}, \quad (32)$$

onde,

- ε_Q – Emissividade da superfície quente;
- ε_F – Emissividade da superfície fria.

Por sua vez o calor de condução através do gás existente entre as películas é: ^[19]

$$q_{\text{condução gás}} = C_1 P \alpha_c (T_Q - T_F), \quad (33)$$

onde,

- $k_g = P \times C_1 \times \alpha$ – Condução gás (W/m²K);
- P – Pressão gás (Pa);
- α_c – Constante de acomodação;
- $C_1 = \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right) \left(\frac{R}{8\pi MT}\right)^{1/2}$;
- $\gamma = c_p/c_v$;
- R – Constante gás, 8.314 (kJ/molK);
- M – peso molecular do gás (kg/mol);
- T – Temperatura (K);

Por último, o calor ao longo do espaçador é, ^[19]

$$Q_{\text{espaçador}} = \frac{(T_Q - T_F)}{\frac{L}{f \times k \times C}}, \quad (34)$$

onde,

- $C=0.008$ – Constante empírica para a rede;
- f – Densidade relativa do espaçador comparado ao material sólido;
- k – Condutividade do material espaçador (W/mK);
- L – Espessura do espaçador (m).

Para o material da rede, a Equação 35 representa a condutividade térmica em função da Temperatura.^[19]

$$k = 0.017 + 7 \times 10^{-6}(800 - T) + 0.0228\ln(T). \quad (35)$$

2.5.2 Materiais

O projetista tem de garantir que todos os materiais utilizados na produção do isolamento respeitem todos os requisitos acima discutidos. As especificações necessárias para a escolha dos materiais tem de respeitar os limites de temperatura operacional e não operacional, as cargas mecânicas, exposição a fluidos, contaminação, esperança de vida, transporte terrestre, armazenamento, manobras, e condição em órbita de naves espaciais.

2.5.2.1 Camada externa

Os requisitos para as propriedades dos materiais que constituem a primeira camada é um dos fatores mais importantes na escolha dos materiais para o isolamento. Normalmente, o material da camada externa tem uma relação moderada de α/ε que irá levar a uma temperatura confortável quando exposto à luz solar. No entanto, em alguns casos, requisitos de descargas eletroestáticas, ou proteção contra micrometeoritos, irão necessitar do uso de materiais diferentes. Em qualquer situação, materiais utilizados para a camada exterior do sistema de proteção térmica tem de ser opacos à radiação solar, gerar o mínimo de acumulação de partículas contaminantes, e ser compatível com o ambiente e temperaturas que estes serão expostos durante a missão.^[17,22]

2.5.2.2 Camadas interiores

Os requisitos gerais que caracterizam as camadas interiores do sistema de proteção térmica são a baixa emissividade, gerar o mínimo de acumulação de partículas contaminantes, e ser compatíveis com o ambiente e temperaturas às quais estarão expostas durante a missão. Geralmente, estas camadas são mais finas que a camada exterior para assegurar o peso, e são ainda perfurados de forma a ocorrer a despressurização durante a descolagem.^[17,22]

2.5.2.3 Camada interna

A camada interna cobre a face do hardware da nave espacial. Como qualquer outra camada de cobertor, este tem de gerar o mínimo de acumulação de partículas contaminantes e ser compatível com ambientes e temperaturas que serão expostos durante a missão. O papel principal da camada interior é proteger as camadas interiores do sistema de proteção térmica de stress durante o manuseamento.^[17,22]

2.5.2.1 Espaçadores

Um dos grandes problemas dos isolamentos de múltiplas camadas, é a incerteza de uma performance de isolamento térmico que surge a partir da variação da área de contacto e pressão de contacto entre filmes. Com espaçadores convencionais do tipo rede, a área de contacto pode variar significativamente e a pressão entre as camadas e a rede separadora depende do método de montagem utilizado. Então, para eliminar a incerteza da performance do isolamento térmico, o contacto entre a camada e o separador tem de ser estabilizado e todo o contacto entre filme impedido. Se o espaço entre camadas poder ser controlado, então a performance do isolamento térmico não irá mais depender do método de montagem.^[17,21]

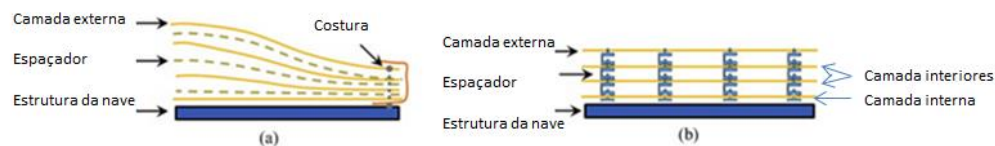


Figura 25 - Sistema de proteção térmica convencional (a) e Sistema de proteção térmica com espaçadores intermitentes (b).^[20]

2.5.3 Temperaturas Funcionais

Os filmes mais comuns estão limitados a temperaturas de funcionamento até 420 K, ponto em que este começa a deteriorar-se.

Temperaturas de funcionamento mais elevadas podem ser conseguidas com o uso de folhas metálicas. Estas podem ser utilizadas até 1470 K.

A emissividade dos materiais é muito sensível à oxidação dos mesmos.

2.6 Software de Simulação Numérica (Abaqus)

A capacidade do software Abaqus para análises de transferência de calor aplica-se a modelos de um corpo sólido com condução de calor com condutividade dependente da temperatura, energia interna (contendo efeitos de calor latente); convecção e radiação com condições de fronteira. Esta seção descreve a forma discretização do elemento finito.

2.6.1 Elementos

Para se realizar uma análise de transferência de calor, utilizando o software Abaqus, é necessário conhecer as diferentes famílias do *Element Type*.^[27]

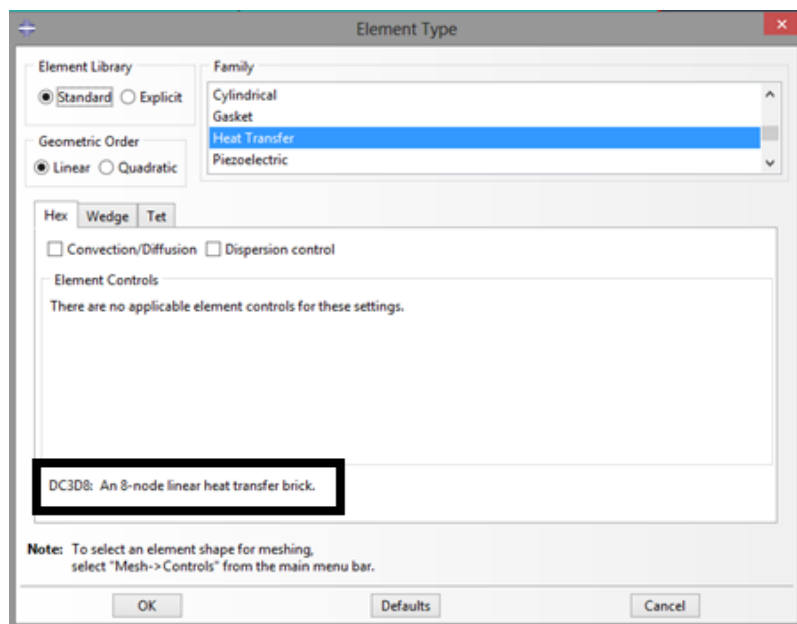


Figura 26 - Janela de escolha dos diferentes elementos no software Abaqus.

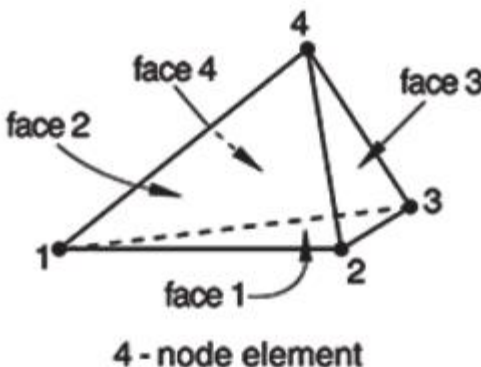
Os procedimentos do software são os seguintes:

- Transferência de calor em sólido tridimensional;
 - Calcula reações de acordo com as cargas aplicadas; (1)
- Interpolação de temperatura para nodes do meio; (2)
- Interpolação de temperatura entre *meshes* diferentes; (3)
- Definir uma superfície de corte; (4)
- Elementos de difusão de massa de sólido tridimensional; (5)
- Patch – teste para elementos de TC; (6)
- Propriedades térmicas:
 - Campo variável-condutividade dependente: (7)

- Condução em *steady-state*;
 - *Gap conductance* em *steady-state*; (8)
- Capacidade de calor; (9)
- Node-filme baseado em condições e fluxos de calor concentrados; (10)
- Interação em superfície térmica:
 - Pares de contacto; (11)
 - *Gap conductance*; (12)
 - *Gap radiation*; (13)
- Node – baseado em condições de radiação; (14)
- Subrotina para definir *gap conductance*; (15)
- Fator de forma radiação; (16)
 - Infinitamente longa;
 - Tubo infinitamente longo com seção quadrada com bloqueio;
 - Tubo de comprimento finito de seção quadrada;
 - Tubo infinitamente longo dentro de outro tubo infinitamente longo;
- Stress térmico em conchas cilíndricas; (17)
- Elementos de convecção: transporte de temperatura de pulso; (18)
- Sub-modelling (19)

A coluna da direita consiste nos procedimentos possíveis de se realizar com cada elemento.

Tabela 6 - Elementos e respectivas classificações.^[27]

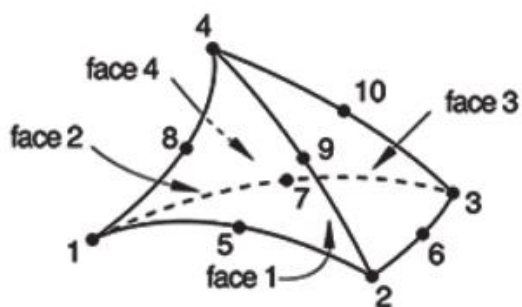
Classificação	Elemento	Procedimentos
DC3D4 Tet Linear 4 node linear tetrahedron		(1),(2),(3)(4), (5), (6)

DC3D10

Tet

Quadrático

**4 node quadratic
tetrahedron**



(1),(3),(4)
(5),(6),(7),
(8)

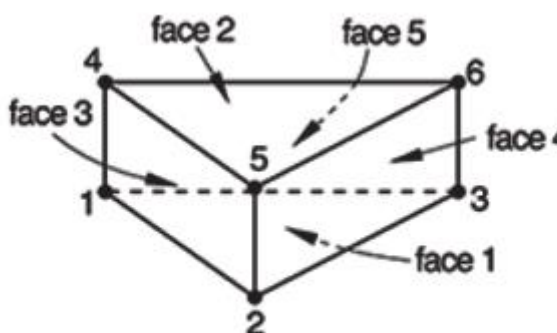
10 - node element

DC3D6

Wedge

Linear

**6 node linear triangular
prism**



(1),(2),(3)
(4),(5),(6)
(9),(10)

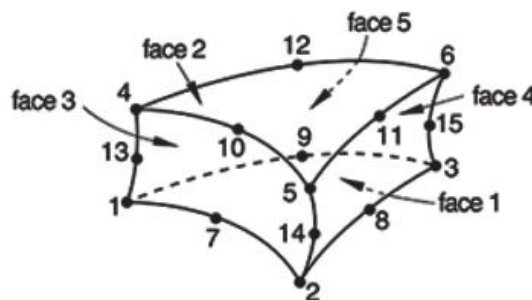
6 - node element

DC3D15

Wedge

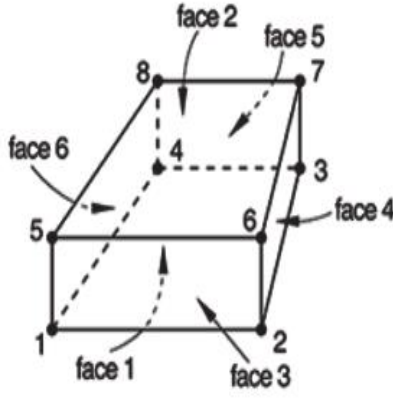
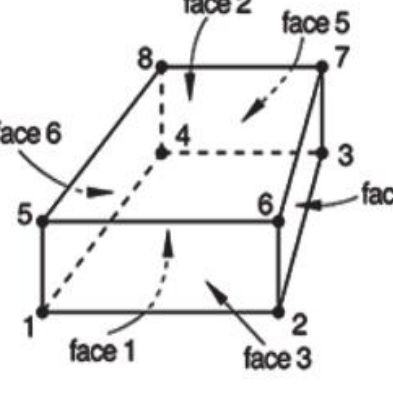
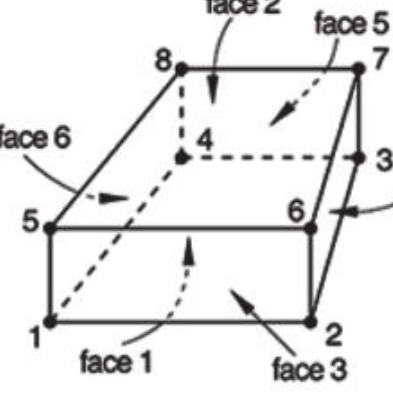
Quadrático

**15 node quadratic
triangular prism**

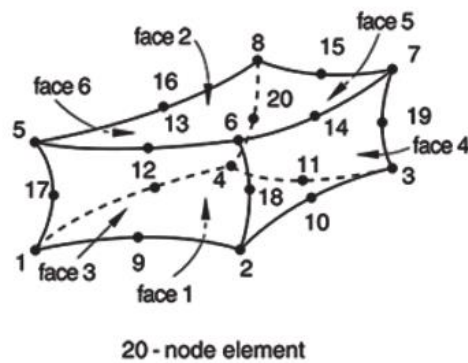


(1),(4),(5),
(6)

15 - node element

<p>DC3D8</p> <p>Hex</p> <p>Linear</p> <p>8 node linear brick</p>	 <p>8 - node element</p>	<p>(1),(2),(3)(4), (5),(6)(9), (10), (11),(12), (13),(14), (15),(16), (19)</p>
<p>DCC3D8</p> <p>Hex</p> <p>Linear</p> <p>Convecção/Difusão</p> <p>8 node</p>	 <p>8 - node element</p>	<p>(1),(4),(5) (6),(7), (11),(12),(13) , (15), (17)</p>
<p>DCC3D8D</p> <p>Hex</p> <p>Linear</p> <p>Convecção/Difusão + Controlo de dispersão</p> <p>8 node with dispersion control</p>	 <p>8 - node element</p>	<p>(1), (8), (15),(18)</p>

DC3D20
Hex
Quadrático
20 node quadratic brick



(1), (11)

Uma vez que a nossa análise térmica, é de um corpo sólido 3D, com uma condição de fronteira (temperatura da camada interna), uma carga (fluxo de calor), radiação em cavidades fechadas, e ainda condução através dos corpos que constituem o isolamento é escolhido o elemento hexaédrico linear DC3D8.

3 Modelos

O sistema de isolamento de múltiplas camadas a ser analisado, é um conjunto de várias camadas, em que cada camada tem uma espessura de $25\text{ }\mu\text{m}$. A camada é constituída por uma fina camada de material polimérico recoberto com uma camada metálica com uma espessura de $1000\text{ }\text{\AA}$. Na Figura 27 encontra-se a representação de uma camada do sistema de isolamento de múltiplas camadas.

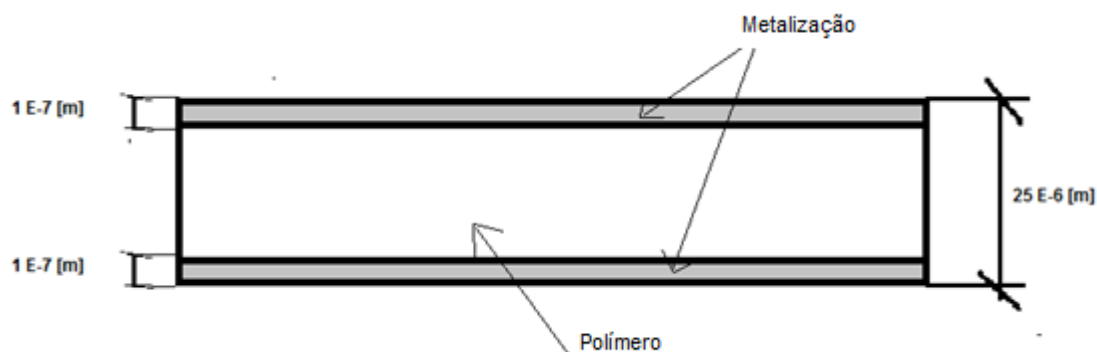


Figura 27 - Camada que constitui o uma camada de sistema de proteção térmica.

Com a necessidade de evitar o contacto entre cada camada, por via a diminuir ao máximo a condução existente, é colocado um separador entre cada camada. Conhecido como o espaçador, com uma espessura de $160\text{ }\mu\text{m}$, em rede. A sua representação encontra-se na Figura 28.

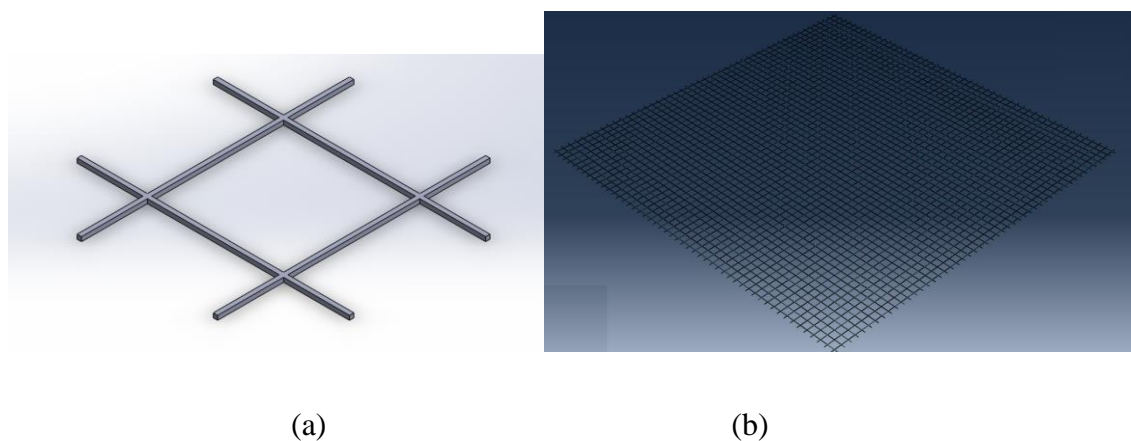


Figura 28 – Espaçador: (a) Amostra de $10 \times 10\text{ mm}^2$; (b) Amostra de $1 \times 1\text{ m}^2$.

3.1 Modelo Analítico

Nesta seção, é construído um modelo analítico, que caracteriza o sistema de isolamento de múltiplas camadas em termos de transferência de calor. Numa primeira fase, é desenvolvido um modelo apenas considerando a radiação como único modo de transferência de calor ao longo do sistema de proteção térmica. De seguida, o modelo é completo com o modo de condução.

3.1.1 Radiação

Considerando apenas a existência das camadas, e desprezando o efeito do separador e da condução em cada camada em termos de transferência de calor, é possível desenvolver um sistema para analisar termicamente o sistema de proteção térmica. Assumindo esta hipótese, então, o único modo de transferência de calor entre camadas é a radiação.

Assumindo um regime permanente, uma temperatura constante ao longo de cada camada, que cada camada se comporta como um plano infinitamente longo, uma emissividade constante e com recurso à Figura 29, é possível construir o seguinte modelo.

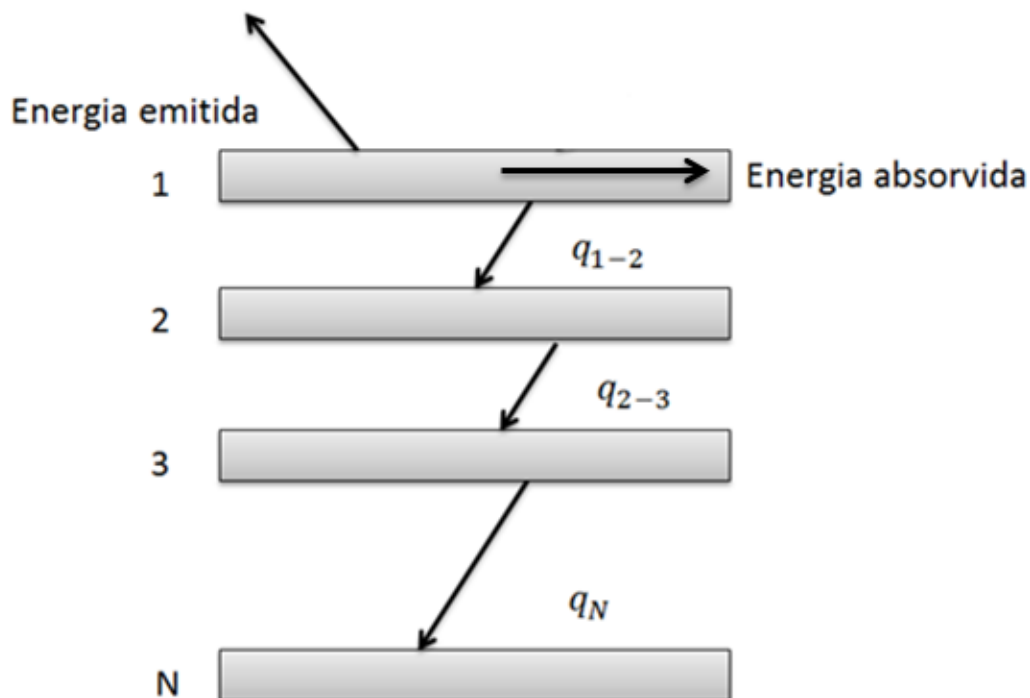


Figura 29 - Esquema do isolamento de múltiplas camadas com análise térmica.

A energia absorvida é igual a,

$$E_{abs} = A \times \alpha \times I_{solar}, \quad (36)$$

por sua vez, a energia emitida é conhecida como,

$$E_{emi} = \varepsilon \times \sigma \times (T_1^4 - T_\infty^4), \quad (37)$$

o calor trocado entre cada camada é conhecido do tópico 2.2.3.5, como,

$$Q_{i-i+1} = A \times \sigma \times \frac{(T_i^4 - T_{i+1}^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}. \quad (38)$$

Como esta análise é realizada em regime permanente, então o calor trocado entre cada camada é sempre igual. Desenvolvendo as duas próximas equações de equilíbrio, e utilizando o software simbólico (*Maple*), em notação simbólica, é possível calcular o valor da temperatura de cada camada e, em seguida, o calor trocado entre cada camada.

$$E_{abs} = E_{emi} + Q_{1-2}, \quad (39)$$

$$Q_{1-2} = Q_{2-3} = \dots = Q_{i-i+1} = Q_{i+1-N}, \quad (40)$$

Desenvendo este sistema de N equações, é possível chegar ao valor da temperatura da camada 1, considerando que as emissividades das diversas camadas são todas iguais então,

$$T_1 = \sqrt[4]{\frac{E_{abs} + \varepsilon \times \sigma \times T_\infty^4 + \frac{\sigma \times T_1^4}{(N-1) \times \left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right)}}{\sigma \times \left(\frac{2 \times N - 1 - (N-1) \times \varepsilon}{(N-1) \left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right)}\right)}}, \quad (41)$$

sendo N o número de camadas do sistema de proteção térmica. Para ser possível calcular o valor de cada temperatura recorre-se à Equação 42 então,

$$T_{i+1}^4 = (N - i - 1) \times \frac{T_i^4}{N-i} + \frac{T_N^4}{N-i}, \quad (42)$$

Recorrendo agora à Equação 38, com as temperaturas já conhecidas, calcula-se o calor trocado entre cada camada.

3.1.2 Radiação e Condução

É agora analisado o sistema de isolamento de múltiplas camadas, onde se considera o efeito da condução ao longo do espaçador existente entre cada camada, e ainda tendo em conta a diferença de temperaturas numa camada do sistema de proteção térmica. A Figura 30 representa um sistema com N camadas de isolamento a cinzento, e ainda $N-1$ espaçadores representados a cor castanha. A condução, $Q_{camada,i}$, ilustrada a cor vermelha, sendo i o número de cada camada. A cor preta representa o calor de condução em cada espaçador, $Q_{espaçador,i}$. Por fim, a cor azul tem-se o calor trocador por radiação entre cada camada, $Q_{radiação,i}$.

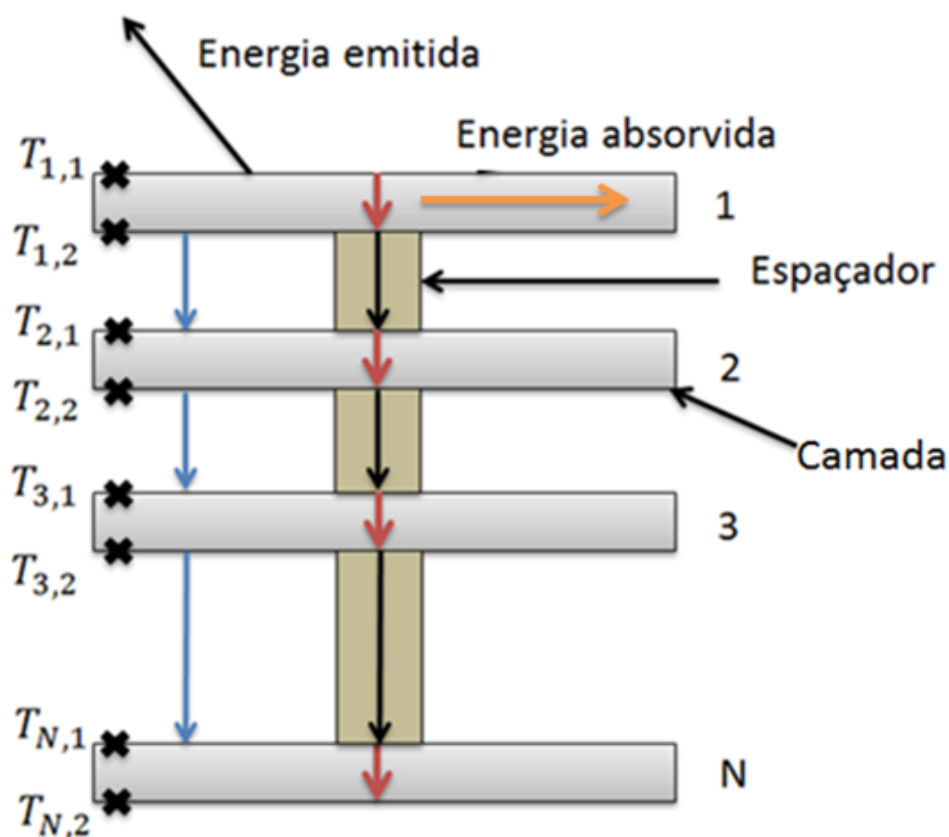


Figura 30 - Esquema representativo do isolamento de múltiplas camadas, com condução e radiação.

Para o desenvolvimento do novo modelo, novas hipóteses são consideradas, sendo elas que a temperatura ao longo área transversal da camada é sempre constante, mas difere ao longo da espessura, e é desprezada qualquer tipo de resistência de contacto entre a camada e o espaçador. Admite-se ainda que o espaçador é transparente à radiação térmica.

Para ser possível o cálculo das diferentes temperaturas, é necessário traduzir o equilíbrio em cada camada.

Imaginemos o caso com um número de camadas igual a 4, então o número de incógnitas é de sete, uma vez que a $T_{4,2}$, é conhecida, como sendo a temperatura do equipamento. Então são necessárias sete equações para se descobrir o valor das diferentes temperaturas.

$$\begin{cases} E_{abs} = E_{emi} + Q_{camada,1} \\ Q_{camada,1} = Q_{espaçador,1} + Q_{radiação,1} \\ Q_{espaçador,1} + Q_{radiação,1} = Q_{camada,2} \\ Q_{camada,2} = Q_{espaçador,2} + Q_{radiação,2} \\ Q_{espaçador,2} + Q_{radiação,2} = Q_{camada,3} \\ Q_{camada,3} = Q_{espaçador,3} + Q_{radiação,3} \\ Q_{espaçador,3} + Q_{radiação,3} = Q_{camada,4} \end{cases} \quad (43)$$

Sabendo que, E_{abs} é dado pela Equação 36 e E_{emi} pela Equação 37, e ainda que,

$$Q_{camada,i} = \frac{(T_{i,1} - T_{i,2})}{\frac{L_{camada}}{A_{camada} \times k_{camada}}}, \quad (44)$$

com i a variar de 1 até ao número de camada N, e

$$Q_{espaçador,j} = \frac{(T_{j,2} - T_{j,1})}{\frac{L_{espaçador}}{A_{espaçador} \times k_{espaçador} \times C}}, \quad (45)$$

sendo $C=0.008$, uma constante empírica para a rede. A condutividade de k pode ainda ser calculada através da Equação 35.

com j a variar de 1 até N-1 camadas, e

$$Q_{radiação,j} = A_{camada} \sigma \frac{(T_{j,2}^4 - T_{j,1}^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}, \quad (46)$$

3.1.3 Radiação, Condução e Condução Gás

Para uma análise analítica mais rigorosa do sistema de isolamento de múltiplas camadas é necessário ainda adicionar o efeito da condução através do gás. Mesmo em alto vácuo, existem moléculas de gás entre os escudos de radiação e os espaçadores, existindo então uma condução pelo gás estacionário. Então, o fluxo de calor total ao longo do isolamento é igual a,

$$Q_{total} = Q_{radiação} + Q_{condução\ espaçador} + Q_{condução\ do\ gás}. \quad (47)$$

Sendo que a condução se realiza no espaço livre deixado pela espaçador. Portanto, o calor de condução através do gás é igual a:

$$Q_{condução\ do\ gás} = (A_{camada} - A_{espaçador})P \times C_1 \times \alpha(T_h - T_c). \quad (48)$$

3.2 Modelo Numérico

Nesta seção, é construído um modelo numérico. O software utilizado para a análise numérica foi o Abaqus. Para modelar o espaçador foi utilizado o software SolidWorks, e depois transferido a geometria para o Abaqus como ficheiro :Step.

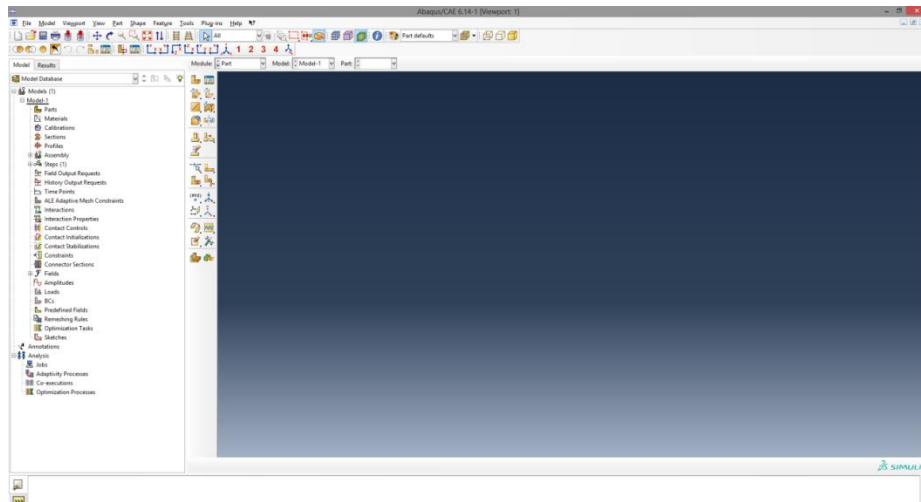


Figura 31 - Interface do software Abaqus.

A Figura 31 mostra a interface do software Abaqus, em cima na primeira linha encontram-se os diferentes menus, na segunda e terceira linha estão alguns comandos que facilitam o trabalho, por exemplo: rodar a peça, fazer um corte, etc. Do lado esquerdo estão as diferentes ferramentas para construir o modelo, e por fim correr o Job. Em seguida serão especificados cada um dos passos para a criação de um modelo de análise em Abaqus.

Todas as propriedades utilizadas, foram fornecidas pela empresa *HPS*, e estão definidas nas próximas duas tabelas.

Tabela 7 - Propriedades utilizadas nos modelos.

Propriedades	Valores	
Área do sistema de proteção térmica (m^2)	1	
Área contacto espaçador (m^2)	0.06	
Espessura Camada (μm)	25	
Espessura Espaçador (μm)	160	
Condutividade térmica camada (W/mK)	0.12097	
Condutividade térmica espaçador (W/mK)	0.001268 Quente	0.000892 Frio
I (W/m^2)	1087 Quente	0 Frio
T_{∞} (K)	0	
$T_{equipamento}$ (K)	323.15 Quente	273.15 Frio
Número de Camada	10/15/20	

Tabela 8 - Propriedades materiais para modelos numéricos.

Material	Absortividade	Emissividade	Condutividade térmica (W/mK)
Alumínio	0.1	0.035	200
Prata	0.06	0.03	429
Ouro	0.19	0.02	317

3.2.1 Criar uma “Part”

Em primeiro lugar, é necessário criar uma Part, isto é, criar um conjunto de peças (partes) geométricas iguais ao sistema a analisar. Para esta análise é construída uma camada com espessura de 25 μm e uma área de 1 m^2 . Esta é constituída por três camadas, como representado na Figura 32 do lado esquerdo. Do lado direito está representada a camada simplificada, assumindo um pressuposto que será discutido no capítulo 3.2.2.

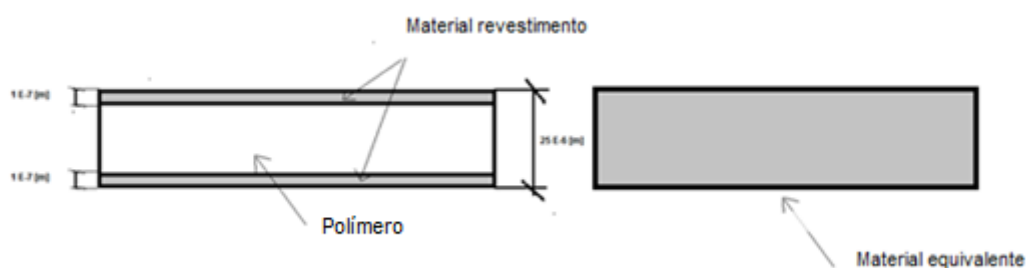


Figura 32 - Película equivalente do sistema de proteção térmica.

Então, é criada uma parte 3D, do tipo deformável com forma sólida. Esta camada é uma peça de extrusão, tal como o espaçador. Esta ação está representada na Figura 33.

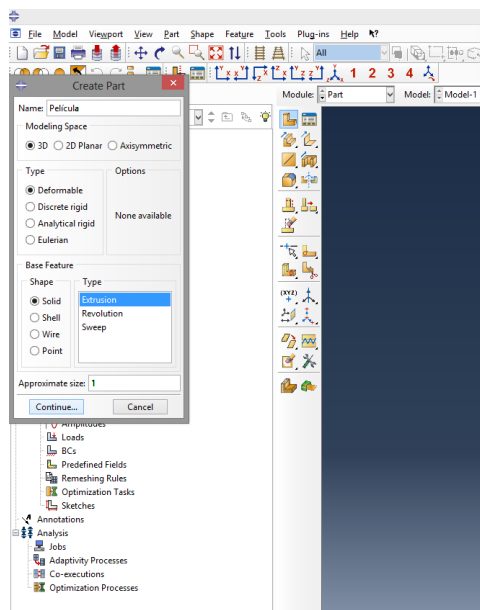


Figura 33 - Criar uma Parte.

De seguida, é importado do SolidWorks, o espaçador, uma vez que este software apresenta uma interface de modelação mais acessível para representar geometrias um pouco mais complexas, foi o escolhido para desenvolver esta peça. Depois de criada, e guardada como ficheiro :STEP, esta pode ser importada para o Abaqus como uma Part.

Mal se importa a peça para o Abaqus, é necessário definir os atributos e a escala. Como o SolidWorks utilizado trabalhava em milímetros, é necessário utilizar uma escala de 0.001 para se obter a peça em metros. Quanto aos atributos estes são iguais aos da camada.

3.2.2 Criar Material/Seção

Agora no módulo “Property”, é criado o material para cada uma das peças (camada, espaçador). Como se irá efetuar uma análise térmica em regime permanente, então é apenas necessário identificar a condutividade térmica de cada material nesta seção.

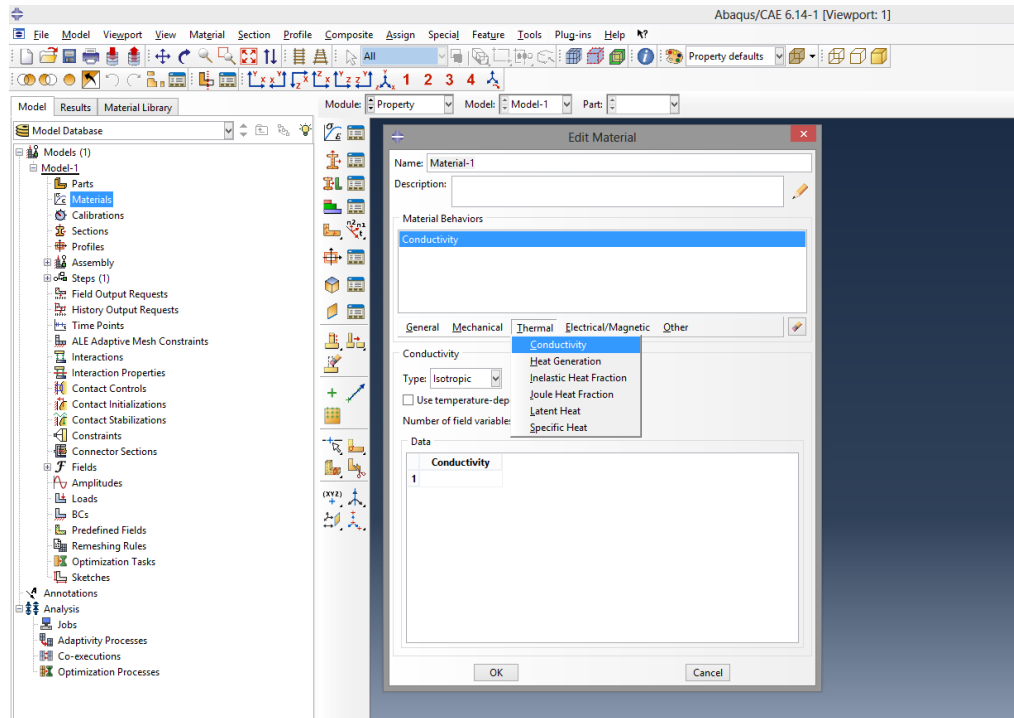


Figura 34 - Criar Material.

Para a representação da camada, é utilizado o conceito de condutividade equivalente, e através da seguinte relação é construída uma camada única com a seguinte condutividade térmica:

$$\frac{1}{k_{equivalente} \times A} = 2 \times \frac{1}{k_{Material\ pulverizado} \times A} + \frac{1}{k_{polimero} \times A}. \quad (49)$$

Desta forma a camada pode ser representada como uma peça única, não sendo necessário representar as três camadas constituintes de cada camada. Esta simplificação foi necessária pois o limite mínimo de espessura do Abaqus é de 1 μm , e cada metalização tem espessura de 0.1 μm . Para o espaçador, como sendo uma peça única, apenas é necessário criar o material e inserir o valor da condutividade térmica multiplicado pela constante empírica, $C=0.008$.

Em seguida, é criada a seção de cada uma das peças, e por fim atribuída essa seção à respetiva Part. Este processo é de maior importância uma vez que se atribui a propriedade do material junto com a seção à peça.

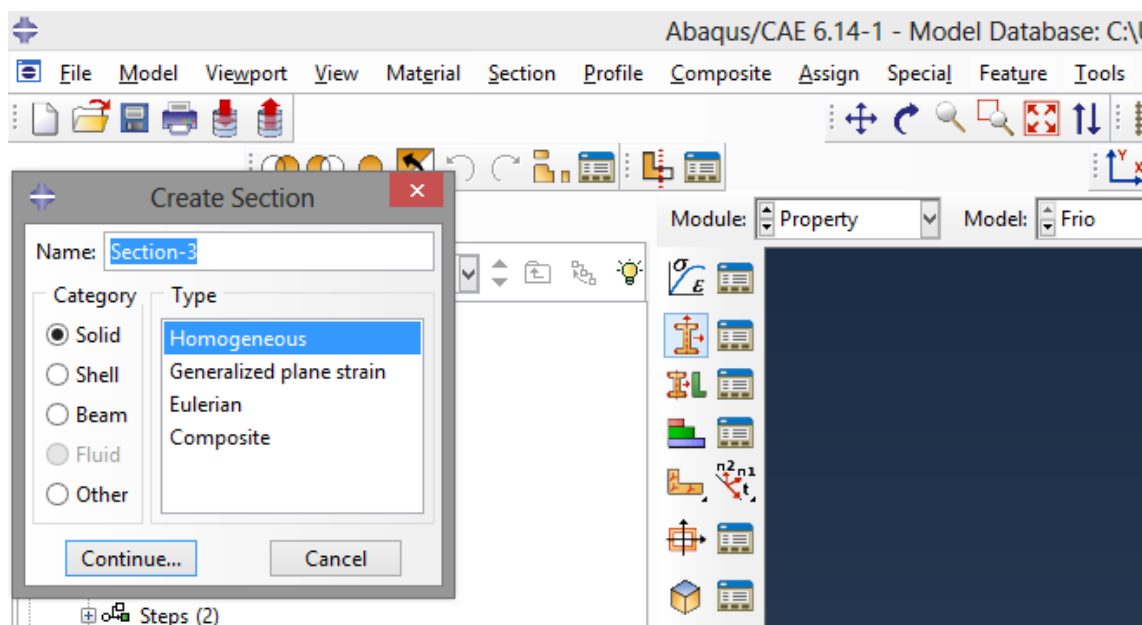


Figura 35 - Criar Seção.

Em primeiro lugar é criada uma seção para cada das peças, como sendo um sólido homogêneo.(Figura 35)

Por fim, é atribuída a seção a cada uma das peças. Seleciona-se a peça, e depois é escolhida a respetiva seção.

3.2.3 Assembly

Agora no módulo assembly, é realizada a montagem das duas peças. É criado uma instância com uma camada e um espaçador, depois são posicionados corretamente através das ferramentas dentro da caixa da Figura 36. Aqui é também escolhido a forma como a mesh é realizada, existem 2 métodos, um que produz uma mesh dependente (mesh em parte) e uma mesh independente (mesh em instância). A grande diferença entre ambas reside no facto de que a primeira realiza a mesh numa parte, e depois faz igual para todas as outras partes, por exemplo realizando a mesh de uma camada é depois reproduzido automaticamente a mesh nas restantes N camadas, em vez de se fazer as N camadas de uma vez só.

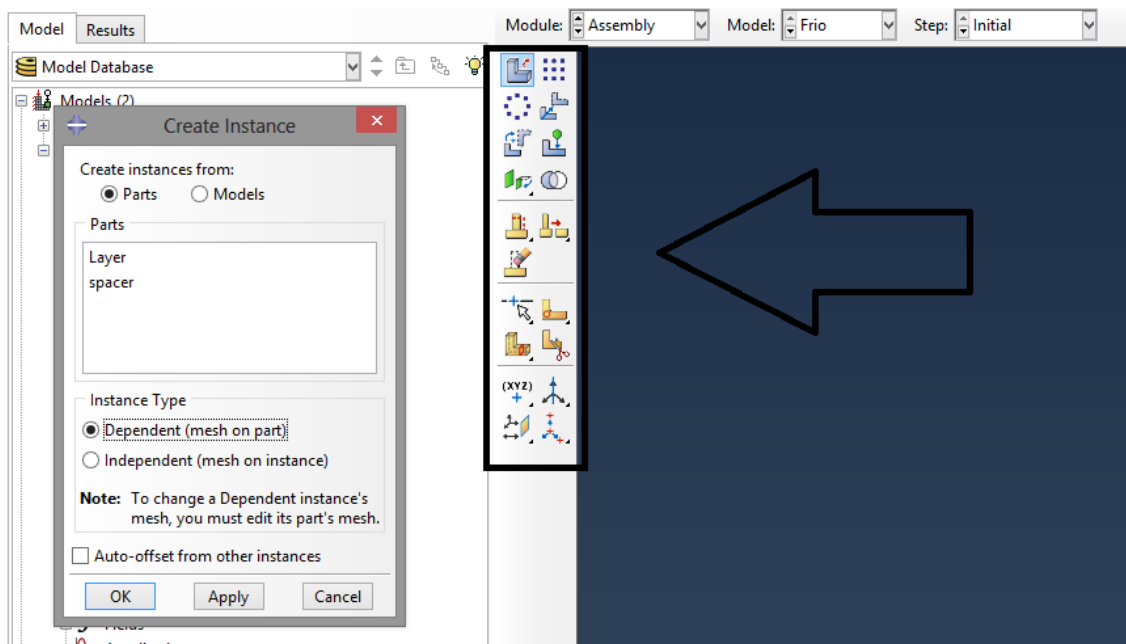


Figura 36 - Procedimento de montagem das diferentes peças.

Assim que as duas peças estejam posicionadas correctamente, e através do comando “Linear Pattern” são reproduzidas as restantes N camadas e ainda os N-1 espaçadores desejados para a análise numérica.

3.2.4 Criar “Steps”

Terminado a montagem da peça, é agora necessário criar um *Step*, isto é, uma etapa para a simulação térmica ser realizada. Esta ação está a caraterizada na Figura 37.

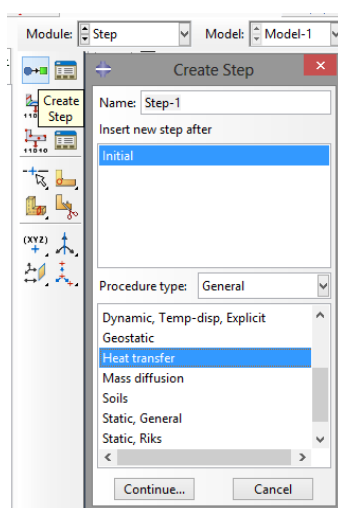


Figura 37 - Criar uma etapa de análise.

A etapa pretendida para este tipo de análise é a transferência de calor, heat transfer. Depois de escolhida a etapa onde serão guardadas as condições de fronteira, carga, interações, é pressionada a tecla Continue e então irá aparecer uma janela de edição da etapa como representada na Figura 38.

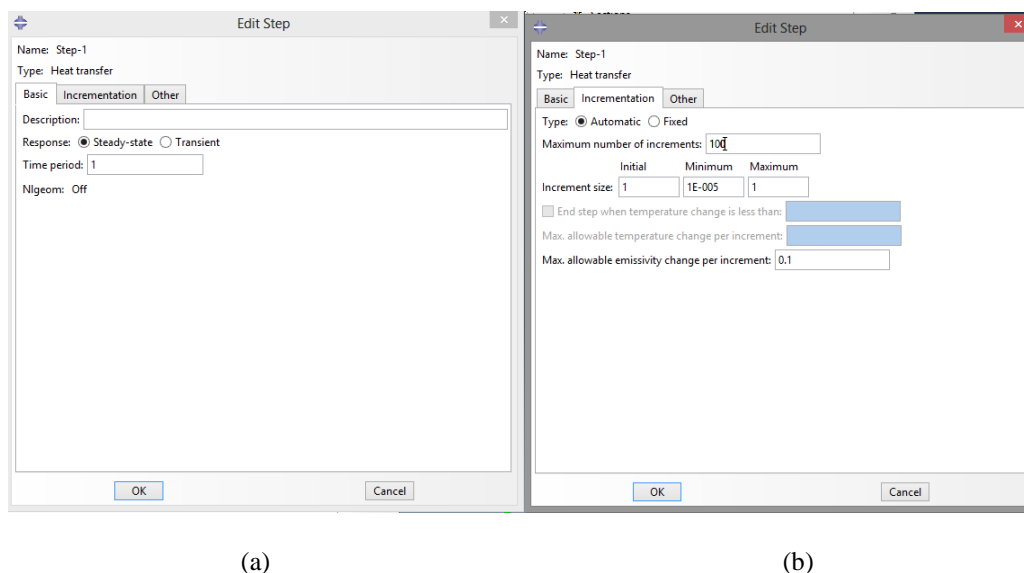


Figura 38 - Edição da etapa de análise: (a) Escolha do estado de análise; (b) Incrementos de análise.

Aqui é necessário escolher qual o tipo de estado que vamos analisar: Steady-state (Regime Permanente) ou Transient (Regime Transiente), já analisados no capítulo 2.1. Esta análise será em regime permanente então será escolhido o estado Steady-state.

Na coluna de Incrementation (Incrementação), é possível escolher o tempo de análise, definindo o tipo de incrementos, o máximo número de incrementos, bem como o tamanho do incremento inicial e final, assim como o intervalo entre eles.

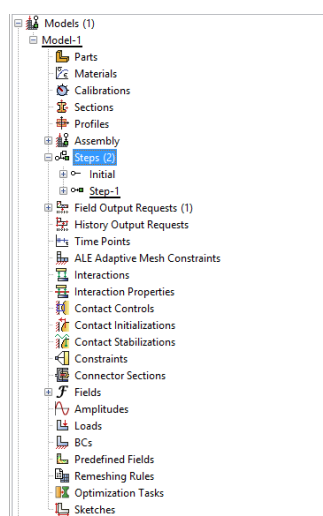


Figura 39 - Número de Steps.

É de notar a existência de duas etapas, uma inicial onde estará guardada a informação sobre o início da análise, e uma etapa seguinte contendo a informação de condições de fronteira, etc.

3.2.5 Cargas e Condições de Fronteira

Uma vez definido os dois Steps é altura de serem criadas as cargas e as diferentes condições de fronteira.

Primeiro é necessário criar um campo predefinido, onde se indica no Initial Step, uma temperatura de arranque do programa para todo o modelo. Este valor é necessário para que o programa consiga convergir e com objetivo do job ser realizado de forma correta.

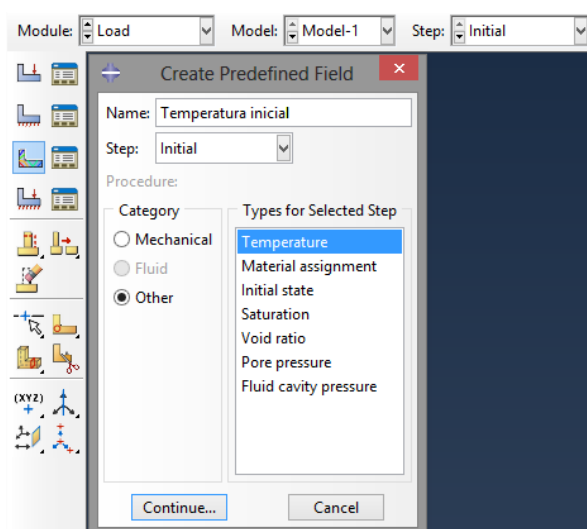


Figura 40 - Definir campo predefinido.

É agora criada a carga, isto é, neste caso de estudo a única carga que existirá será o fluxo solar. Na Figura 42 está representada a forma como se pode criar a carga, primeiro escolher o Step que tem de ser o Heat Transfer, e depois através do comando Surface heat flux, criar a carga indicando a magnitude. Esta pode ter uma distribuição e uma amplitude não uniforme, mas para este caso de estudo apenas interessa o caso uniforme.

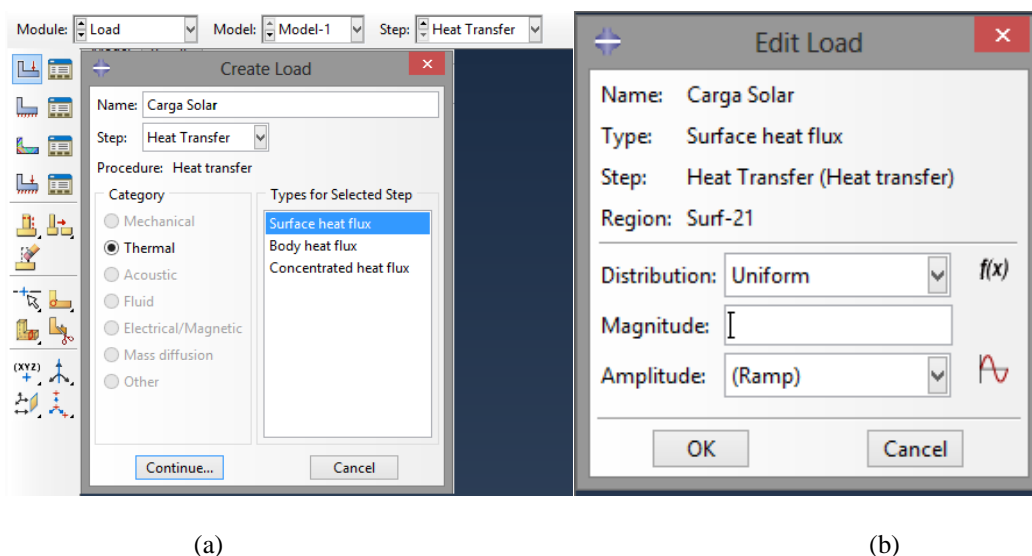


Figura 41 - Fluxo de calor aplicado numa superfície: (a) Criar a carga; (b) Editar a carga.

Por fim é introduzido a condição de fronteira. Neste caso de estudo, a condição de fronteira é a temperatura da camada N, que será igual à do equipamento a proteger. Este procedimento está representado na Figura 42.

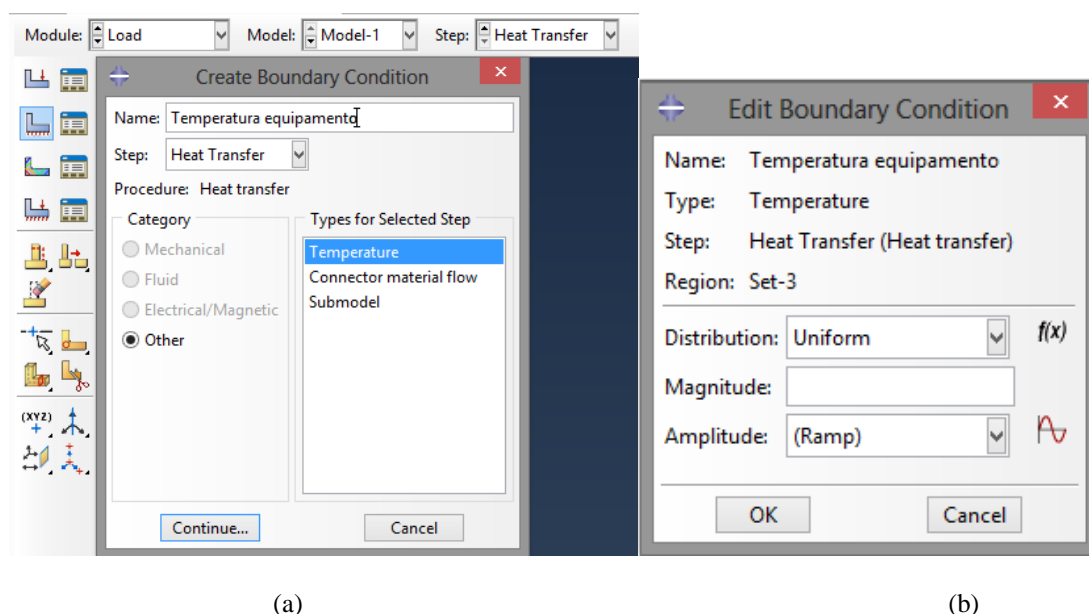


Figura 42 – Temperatura da última camada: (a) Criar a Temperatura; (b) Editar a Temperatura.

Tal como o fluxo de calor, há a possibilidade de tanto a distribuição como a sua amplitude seja não uniforme, mas será apenas considerado o caso uniforme para este caso de estudo.

3.2.6 Interações

Uma parte importante da análise a efetuar é criar as diferentes interações entre diferentes camadas. As interações existentes serão apenas de dois tipos, condução entre camada e espaçador e ainda radiação entre duas camadas consecutivas, admitindo que o espaçador é transparente à radiação.

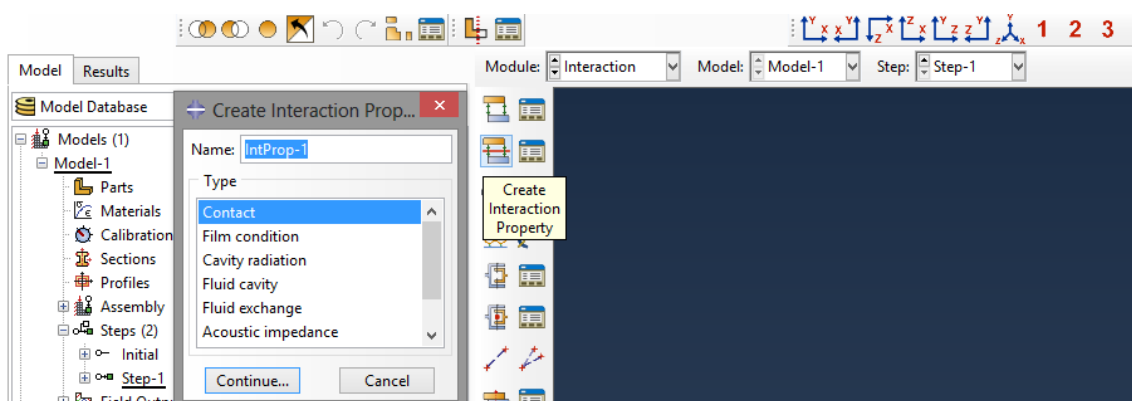


Figura 43 - Criação das diferentes propriedades de contacto.

Então no módulo interaction, e sempre no Step - Heat transfer, serão guardadas as diferentes propriedades de contato. Para caracterizar a radiação entre camadas é escolhido o tipo Cavity radiation (Cavidade de radiação). De seguida aparecerá a janela representada na Figura 44, onde será necessário indicar a emissividade do material. A emissividade pode ser representada em função da temperatura, mas a análise será realizada assumindo uma emissividade constante em função da temperatura.

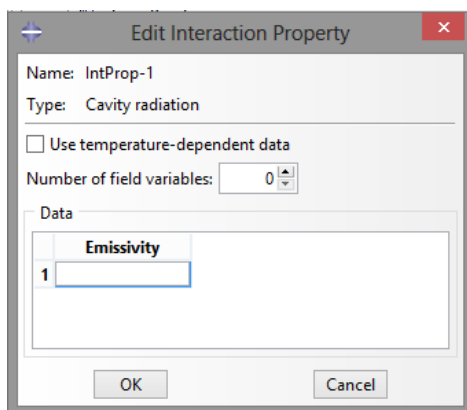


Figura 44 - Criar propriedade de radiação.

Para se caracterizar a condução existente entre a camada e o espaçador, é criada uma propriedade do tipo Contact como aparece representado na Figura 45. Então, irá aparecer uma nova janela como a seguinte.

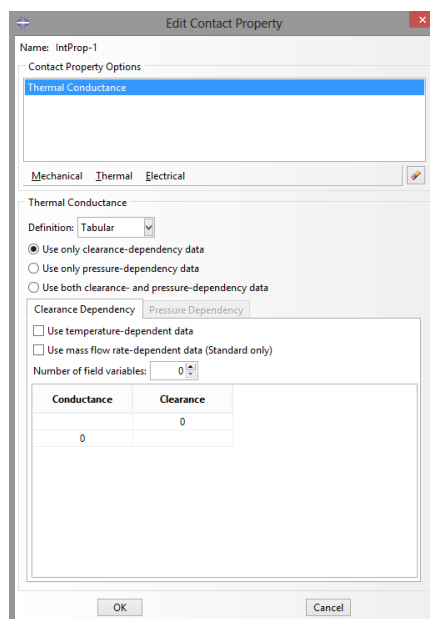


Figura 45 - Criação de interação de contacto.

É necessário criar uma propriedade de contacto térmico, conhecida como thermal conductance, isto é, a quantidade de calor que passa por unidade de tempo através de uma placa com uma área particular e uma espessura, quando as superfícies em oposição diferem em temperatura por um grau Kelvin. Este valor pode ser em função do espaçamento entre peças, em função da pressão ou ainda em função dos dois e pode ainda ser definida através de uma sub-rotina. As unidades desta característica são $W/(m^2K)$.

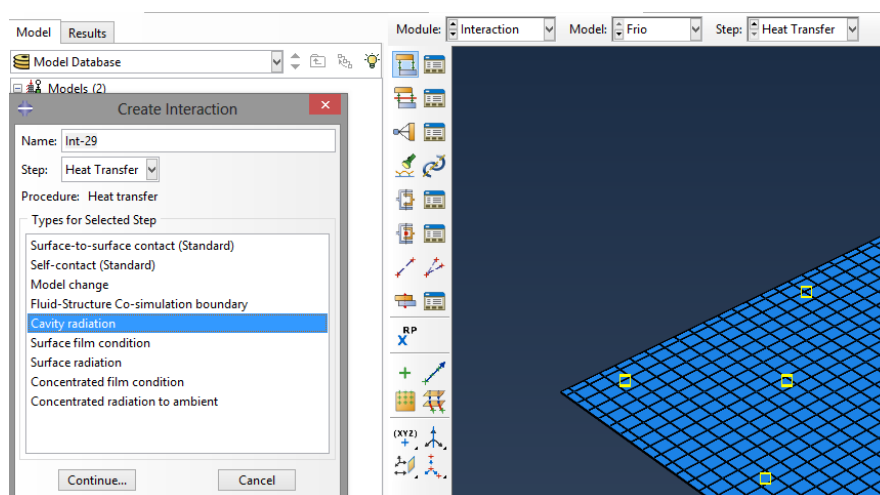


Figura 46 - Criar interação, cavidade radiativa.

Depois de introduzidas as propriedades da interação, é criada a interação propriamente dita. Serão criadas as interações Cavity Radiation, Surface Radiation e Surface-to-Surface Contact (Standard).

Na primeira interação, seleciona-se os dois pares de camadas, com as superfícies viradas uma para a outra, e introduz-se a emissividade sendo a cavidade de radiação fechada.

Para finalizar o capítulo da radiação basta apenas definir a troca de radiação entre a primeira camada do sistema de proteção térmica e a atmosfera envolvente. Através da interação Surface Radiation, representada na próxima figura, é necessário caraterizar a temperatura exterior, e ainda a emissividade da camada.

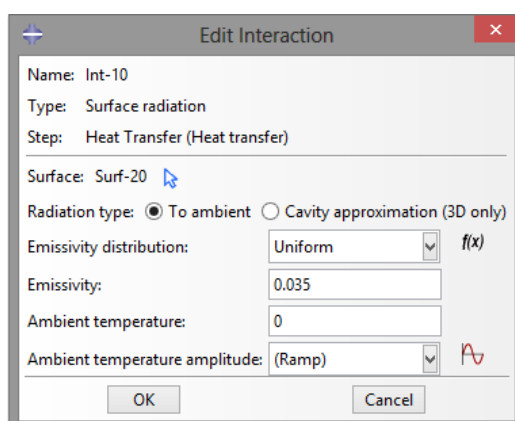


Figura 47 - Interação Surface Radiation.

Através deste comando é possível utilizar uma emissividade não uniforme, e ainda fazer variar a amplitude da temperatura em função do tempo, mas como esta análise é realizada em regime permanente para emissividade uniforme e temperatura ambiente uniforme.

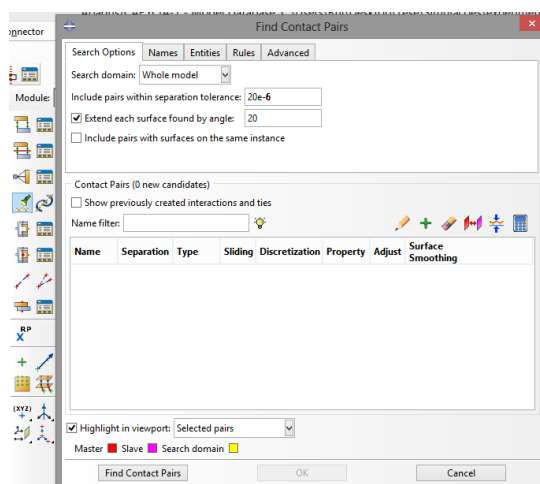


Figura 48 - Comando *Find Contact Pars*.

Na terceira interação, é utilizado o comando Find Contact Pares, que é útil para fazer uma busca dos respetivos pares de contacto entre cada camada e cada espaçador. Então, como cada espaçador terá dois contactos, um superior e um inferior com diferentes camadas, iremos ter duas vezes $N-1$ contatos. Para se encontrar os pares de contactos, que neste caso terá uma distância de zero, insere-se a distância mínima e o programa fará a busca dos pares de contato.

3.2.7 Criar “Mesh”

Uma vez que a nossa mesh é dependente, logo é feita por peça. O procedimento utilizado para criar a mesh tanto na camada como no espaçador são iguais, logo so se irá caraterizar um deles.

Primeiro é necessário ir à barra da Menus escolher Mesh→Element Type→Selecionar a peça e de seguida irá aparecer a seguinte janela:

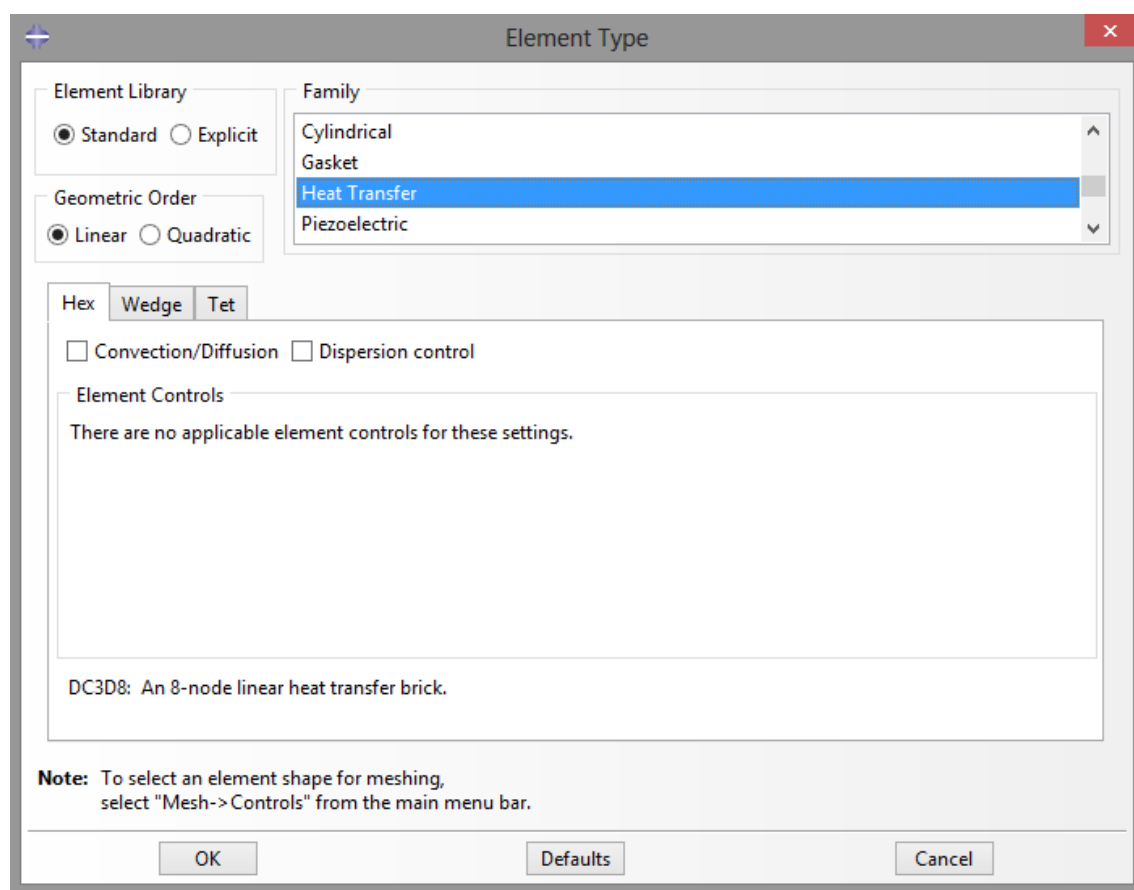


Figura 49 - Escolha do tipo de elemento.

Para este tipo de análise, é escolhida a família Heat Transfer, uma vez que se pretende realizar uma análise do sistema de isolamento de múltiplas camadas. O elemento escolhido é o **DC3D8**, como discutido no capítulo 2.6.1.

Depois de escolhido o tipo de família a utilizar para se caracterizar a peça, é escolhido o número de elementos da peça. Existem vários métodos para se dividir a peça em diferentes elementos, um é escolher por fração do tamanho da peça, outro, é dividir por um número de elementos fixo. O método utilizado nesta simulação é de dividir o elemento por fração.

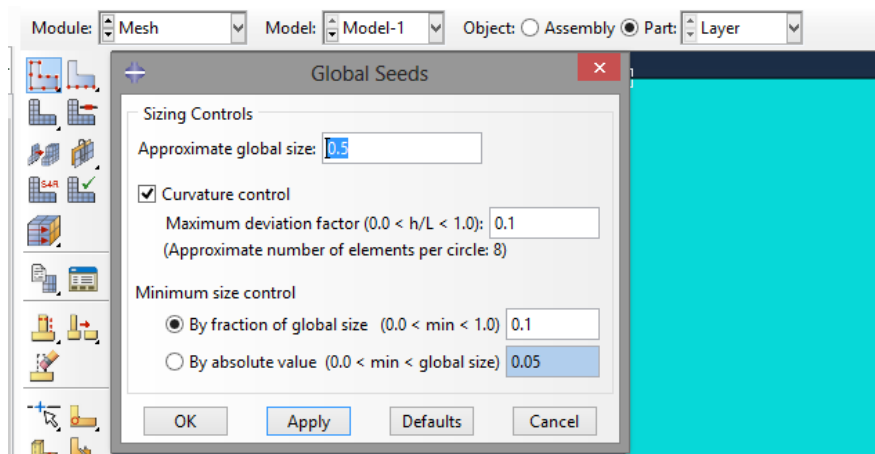


Figura 50 - Escolha do número de elementos.

Para a análise de radiação existe um limite fixo de graus de liberdade, podendo apenas existir 16000 graus de liberdade para uma análise que contenha radiação.

3.2.8 Criar um “Job”

Por fim, depois de criado e montadas as peças reproduzindo assim um sistema de isolamento de múltiplas camadas, de se introduzir as diferentes condições de fronteiras, as diferentes interações e de criar a mesh é criado o Job. É possível escolher o tipo de job, o tempo do job, bem como escolher os processadores a utilizar.

4. Resultados

Nesta seção, são apresentados os resultados para os diferentes modelos analíticos e numéricos, considerando um (radiação) ou dois (radiação e condução) modos de transferência de calor.

Primeiro é analisado o modelo analítico contendo um modelo apenas com radiação. Dentro ainda de cada modelo, existem dois casos a analisar, o caso quente e o caso frio. Não se estuda os resultados do caso de radiação e condução, uma vez que, esta análise envolve um esforço computacional demasiado elevado para o computador utilizado.

Em seguida são desenvolvidos os modelos numéricos que contemplaram o modelo com radiação e com radiação e condução. Serão estudado três materiais diferentes, bem como isolamentos de diferentes camadas para o caso quente e frio.

4.1 Modelo Analítico

Neste capítulo estão apresentados os resultados do modelo analítico (radiação), com o objetivo de validação do modelo com os resultados do modelo numérico.

Neste caso, apenas entra a radiação entre cada um dos escudos radiativos, sendo que a condução na camada é também desprezada para estes cálculos.

Através do software Maple, é possível calcular automaticamente as diferentes temperaturas, as diferentes variações de temperatura entre cada camada, o calor trocado entre cada, e ainda a radiação solar refletida e emitida para o vácuo.

Nas tabelas 7 e 8 estão as propriedades utilizadas para os diferentes casos.

Os resultados tem como base as equações que estão descritas no tópico 3.1.1, e tendo por base que o calor trocado entre cada camada é igual, uma vez que as emissividades são iguais, as áreas são iguais, e a temperatura ao longo da camada é sempre constante.

Tabela 9 - Temperaturas e diferenças de temperaturas para caso quente e frio (radiação).

Caso Quente				Caso Frio		
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Calor [W/m ²]
1	478.5067			131.3796		
1-2		10.89			-41.02	
2-3		11.71			-23.37	
3-4		12.69			-17.13	
4-5		13.89			-13.77	
5-6		15.39	4.66		-11.64	-.59
6-7		17.32			-10.15	
7-8		19.94			-9.04	
8-9		23.73			-8.17	
9-10		29.80			-7.48	
10	323.15			273.15		

4.2 Modelo Numérico

Neste tópico estão descritos os diferentes modelos numéricos reproduzidos. Em primeiro lugar, é analisado o modelo contendo apenas um modo de transferência de calor (radiação). Em seguida, estão desenvolvidos três modelos numéricos com dois modos de transferência de calor (radiação e condução), para três tipos de materiais diferentes como descrito mais à frente.

4.2.1 Radiação

As propriedades utilizadas para este caso estão descritas na Tabela 8. Em seguida, estão tabelados os valores das temperaturas de cada camada, o calor trocado entre cada camada.

4.2.1.1 Caso Quente

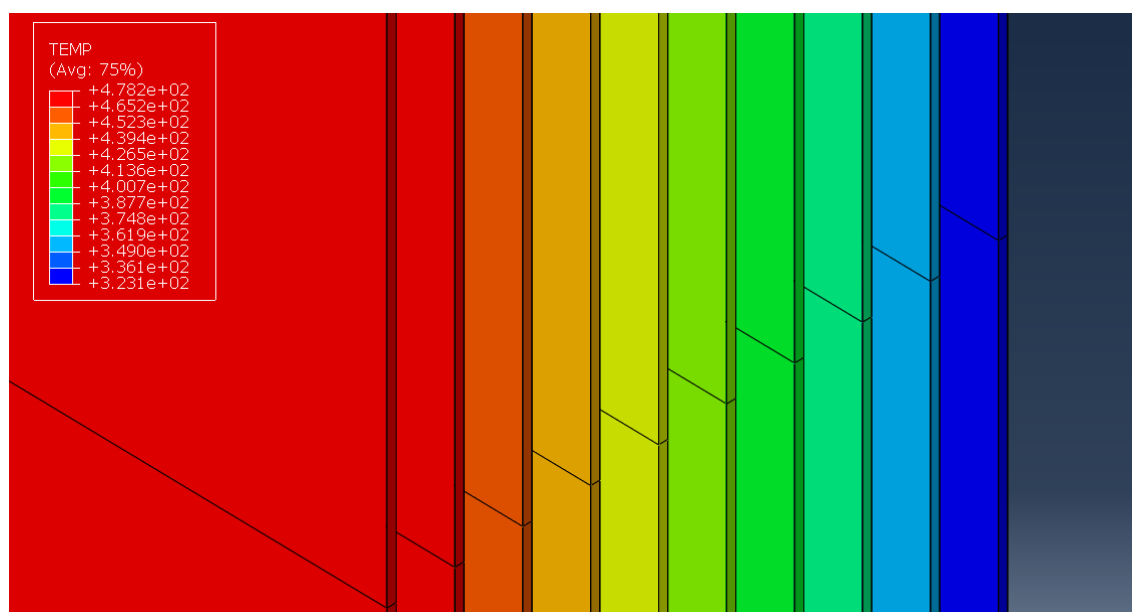


Figura 51 - Perfil de Temperaturas, modelo numérico, caso quente (radiação).

Para um modelo com dez camadas, e analisando só o efeito da radiação, é atingida uma temperatura de 478.16 K na camada exterior, sendo que o fluxo de calor trocado entre cada camada é sempre igual e com um valor de 4.96 W/m^2 . É também de salientar que a diferença de temperaturas entre a camada exterior (número 1) e a camada 2 é de 10.9 K, enquanto que entre a camada 9 e 10 esse valor sobe para os 30 K. A diferença de temperaturas entre a camada 1 e 10 é de 155 K.

4.2.1.2 Caso Frio

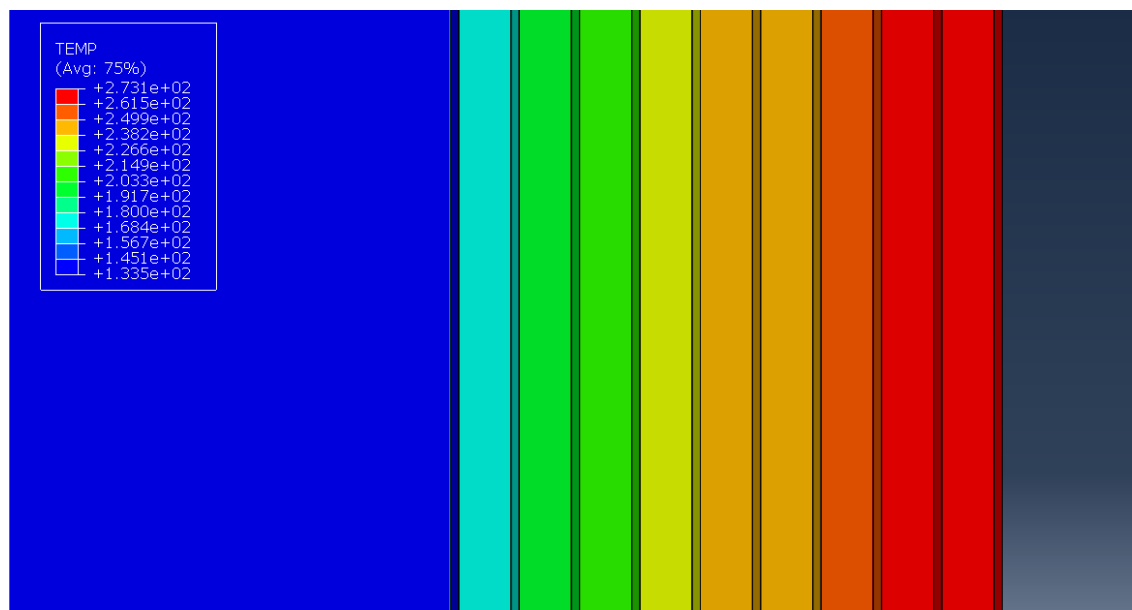


Figura 52 - Perfil Temperaturas, modelo numérico, caso frio (radiação).

Para tentar compreender a realidade quando o isolamento se encontra, por exemplo, numa sombra de um planeta, onde não existe radiação solar incidente sobre a primeira superfície foi desenvolvido este modelo numérico, igualmente com dez camadas. A temperatura na camada 1 (camada exterior) é de 133.45 K, e o fluxo de calor trocado entre cada camada é igual a 0.63 W/m^2 . Nesta situação a diferença de temperaturas entre a camada 1 e 2 é de -39.8 K e entre a camada 9 e 10 é igual a -7.5 K. Por sua vez, a diferença de temperaturas entre a camada 1 e 10 é igual a -139.7 K.

Com estes resultados é possível validar o modelo analítico analisado no tópico 4.1.

4.2.2 Radiação e Condução

É objetivo principal desta tese de dissertação o desenvolvimento de um modelo numérico, com dois modos de transferência de calor, condução através do espaçador e da camada e ainda a radiação entre estas. São considerados três materiais distintos na camada com diferentes emissividades, e com diferentes camadas. São utilizadas as propriedades das tabelas 7 e 8, com uma única diferença, a área é de 1 dm^2 , mas para a análise numérica não tem qualquer efeito, pois os resultados são fluxos de calor por unidade de área, e as temperaturas não dependem da geometria porque esta é sempre igual.

O material que é alterado nas diferentes simulações está representado na próxima figura a cor cinzenta. É possível verificar que a espessura deste material é muito reduzida, isto é, devido ao fato de que a radiação é um fenómeno superficial. E uma vez que este material tem uma condutividade alta comparada com o plástico utilizado é de maior importância que esta espessura seja o mínimo possível. A condutividade equivalente em cada um dos casos é igual a 0.12097 W/mK .

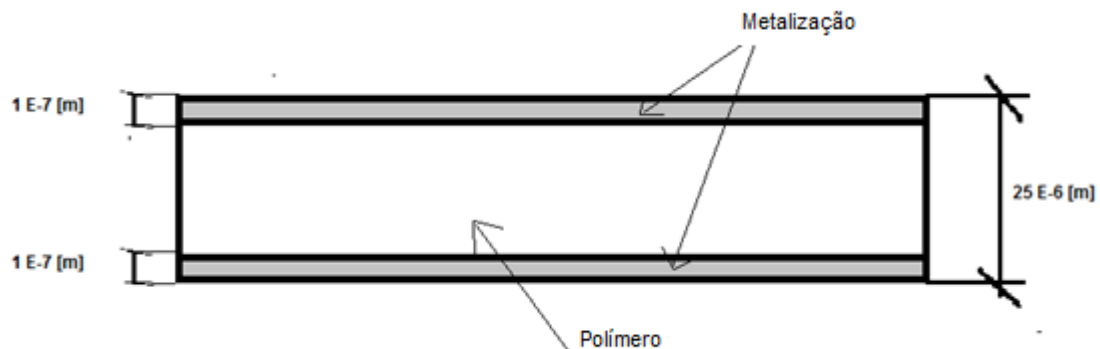


Figura 53 - Película do sistema de proteção térmica.

Número de Camadas =10:

○ Alumínio

Tabela 10 - Resultados do caso de 10 camadas, Alumínio.

Caso Quente							Caso Frio					
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	469.70						200.70					
1-2		13.81	109.72	5.17	6.58	11.70		-8.5	-46.88	-0.29	-2.81	-3.12
2-3		14.39	114.05	4.89	6.84			-8.34	-46.41	-0.33	-2.78	
3-4		14.97	118.62	4.61	7.12			-8.25	-45.90	-0.35	-2.75	
4-5		15.6	123.41	4.31	7.40			-8.16	-45.36	-0.40	-2.72	
5-6		16.2	128.43	3.99	7.71			-8.04	-44.80	-0.43	-2.69	
6-7		16.86	133.64	3.66	8.02			-7.95	-44.22	-0.48	-2.65	
7-8		17.55	139.02	3.32	8.34			-7.84	-43.61	-0.51	-2.62	
8-9		18.24	144.52	2.98	8.67			-7.74	-43.00	-0.56	-2.58	
9-10		18.94	150.09	2.63	9.01		-7.63	-42.37	-0.59	-2.54		
10	323.15						273.15					

O fluxo de calor ao longo da camada é igual a 12 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 10, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 11.7 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de dez camadas, em que o material é o alumínio, é alcançada uma temperatura na camada exterior de 469.70 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 146.55 K.

O fluxo de calor ao longo da camada no caso frio é igual a -3.20 W/m^2 . É possível observar o a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -3.12 W , muito próximo ao valor do calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de dez camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 200.70 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 72.40 K.

○ **Prata**

Tabela 11 - Resultados do caso de 10 camadas, Prata.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	428.50						204.80					
1-2		10.62	84.13	2.56	5.05	7.6		-7.93	-44.15	-0.20	-2.65	-2.85
2-3		10.88	86.22	2.43	5.17			-7.84	-43.71	-0.23	-2.62	
3-4		11.15	88.34	2.30	5.30			-7.76	-43.26	-0.25	-2.60	
4-5		11.43	90.51	2.16	5.43			-7.68	-42.81	-0.27	-2.57	
5-6		11.70	92.71	2.02	5.62			-7.6	-42.36	-0.30	-2.54	
6-7		11.98	91.93	1.88	5.70			-7.52	-41.91	-0.32	-2.51	
7-8		12.26	97.16	1.74	5.83			-7.44	-41.45	-0.35	-2.49	
8-9		12.54	99.38	1.60	5.96			-7.36	-40.99	-0.38	-2.46	
9-10		12.82	101.60	1.46	6.10			-7.27	-40.53	-0.40	-2.43	
10	323.15						273.15					

Analisando o caso da camada ser pulverizada com prata, substituindo o alumínio.

O fluxo de calor ao longo da camada é igual a 7.85 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 11, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 7.6 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de dez camadas, é alcançada uma temperatura na camada exterior de 428.50 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 105.4 K.

O fluxo de calor no caso frio, do modelo numérico de 10 camadas, ao longo da camada é igual a -3.0 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -2.85 W, muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de prata de dez camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 204.8 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -68.4K.

○ **Ouro:**

Tabela 12 - Resultados do caso de 10 camadas, Ouro.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	632.0						215.50					
1-2		26.02	206.14	12.53	12.37	24.5		-6.57	-36.58	-0.14	-2.19	-2.34
2-3		27.71	219.56	11.59	13.17			-6.53	-36.39	-0.15	-2.18	
3-4		29.59	234.39	10.75	14.06			-6.50	-36.19	-0.16	-2.17	
4-5		31.64	250.66	9.82	15.04			-6.46	-35.98	-0.18	-2.16	
5-6		33.87	268.36	8.61	16.10			-6.42	-35.77	-0.19	-2.15	
6-7		36.26	287.33	7.41	17.24			-6.38	-35.54	-0.20	-2.13	
7-8		38.77	307.20	6.16	18.43			-6.33	-35.31	-0.22	-2.12	
8-9		41.31	327.36	4.89	19.64			-6.29	-35.08	-0.23	-2.10	
9-10		43.78	346.90	3.66	20.81			-6.25	-34.83	-0.25	-2.09	
10	323.15						273.15					

Agora para o último material a analisar, o ouro, será seguido o mesmo procedimento de análise utilizado anteriormente.

O fluxo de calor ao longo da camada é igual a 25.0 W/m², sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 12, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 24.50 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m².

Neste modelo de 10 camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 632.0 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 308.9. K.

Para o caso frio, com 10 camadas, o fluxo de calor ao longo da camada é igual a -2.44 W/m², sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -2.34 W, muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m².

Neste modelo é alcançada uma temperatura na camada exterior de 215.45 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -57.71 K.

Número de Camadas =15:

○ Alumínio:

Tabela 13 - Resultados do caso de 15 camadas, Alumínio.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	474.50						187.30					
1-2		9.1	71.87	3,54	4.31	7.80		-6.5	-36.12	-0.17	-2.17	-2.30
2-3		9.3	73.73	3,43	4.42			-6.4	-35.86	-0.19	-2.15	
3-4		9.55	75.67	3,31	4.54			-6.4	-35.59	-0.20	-2.14	
4-5		9.8	77.67	3,18	4.66			-6.35	-35.31	-0.22	-2.12	
5-6		10.1	79.74	3,05	4.78			-6.25	-35.01	-0.24	-2.10	
6-7		10.33	81.88	2,92	4.91			-6.20	-34.71	-0.26	-2.08	
7-8		10.6	84.09	2,77	5.05			-6.17	-34.40	-0.28	-2.06	
8-9		10.9	86.35	2,63	5.18			-6.12	-34.08	-0.30	-2.04	
9-10		11.20	88.68	2,48	5.32			-6.05	-33.75	-0.32	-2.02	
10-11		11.5	91.06	2,34	5.46			-5.99	-33.42	-0.34	-2.00	
11-12		11.80	93.49	2,18	5.61			-5.94	-33.07	-0.36	-1.98	
12-13		12.11	95.95	2,03	5.76			-5.87	-32.73	-0.38	-1.96	
13-14		12.43	98.43	1,87	5.91			-5.81	-32.38	-0.40	-1.94	
14-15		12.74	100.91	1,72	6.05			-5.74	-32.02	-0.43	-1.92	
15	323.15						273.15					

O fluxo de calor ao longo da camada para o modelo de 15 camadas é igual a 8.10 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 13, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 7.80 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 15 camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 474.50 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 151.4 K

O fluxo de calor no caso frio é -2.3 W/m^2 . É possível observar uma diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -2.3 W , igual ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

É alcançada uma temperatura na camada exterior de 187.30 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 85.85 K .

○ **Prata:**

Tabela 14 - Resultados do caso de 15 camadas, Prata.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	433.20						191.50					
1-2		7.06	55.94	1.78	3.36			-6.11	-34.05	-0.14	-2.04	
2-3		7.18	56.87	1.73	3.41			-6.07	-33.84	-0.16	-2.03	
3-4		7.30	57.82	1.66	3.47			-6.03	-33.63	-0.17	-2.02	
4-5		7.42	58.78	1.60	3.53			-5.99	-33.41	-0.18	-2.00	
5-6		7.54	59.76	1.54	3.59			-5.95	-33.18	-0.20	-1.99	
6-7		7.67	60.75	1.48	3.64			-5.91	-32.94	-0.21	-1.98	
7-8		7.79	61.74	1.42	3.70	5.10		-5.86	-32.69	-0.23	-1.96	-2.20
8-9		7.92	62.75	1.35	3.76			-5.82	-32.44	-0.25	-1.95	
9-10		8.05	63.76	1.29	3.83			-5.77	-32.19	-0.26	-1.93	
10-11		8.18	64.77	1.23	3.89			-5.73	-31.92	-0.28	-1.91	
11-12		8.30	65.77	1.16	3.95			-5.68	-31.65	-0.30	-1.90	
12-13		8.43	66.80	1.10	4.01			-5.63	-31.37	-0.31	-1.89	
13-14		8.56	67.81	1.06	4.07			-5.58	-31.09	-0.33	-1.65	
14-15		8.69	68.82	0.97	4.13			-5.53	-30.80	-0.35	-1.85	
15	323.15						273.15					

Para o caso quente do modelo com 15 camadas, o fluxo de calor ao longo da camada é igual a 5.30 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 14, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 5.1 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 15 camadas, em que o material é a prata, é alcançada uma temperatura na camada exterior de 433.20 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 110.10 K.

O fluxo de calor ao longo da camada deste caso frio é igual a -2.28 W/m^2 , é possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -2.20 W, muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo é alcançada uma temperatura na camada exterior de 191.50 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -81.66 K.

○ **Caso Ouro:**

Tabela 15 - Resultados do caso de 15 camadas, Ouro.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	639.50						202.60					
1-2		16.79	133.00	8.60	7.98			-5.18	-28.89	-0.098	-1.733	
2-3		17.48	138.55	8.20	8.31			-5.16	-28.78	-0.097	-1.726	
3-4		18.24	144.49	7.84	8.67			-5.14	-28.67	-0.104	-1.720	
4-5		19.03	150.83	7.44	9.05			-5.12	-28.56	-0.116	-1.713	
5-6		19.89	157.59	7.01	9.46			-5.10	-28.44	-0.119	-1.706	
6-7		20.80	164.78	6.56	9.89			-5.08	-28.32	-0.127	-1.699	
7-8		21.76	182.39	5.90	10.35	16.50		-5.06	-28.19	-0.135	-1.691	-1.83
8-9		22.77	180.41	5.51	10.83			-5.03	-28.06	-0.143	-1.684	
9-10		23.83	188.78	4.82	11.33			-5.01	-27.93	-0.151	-1.676	
10-11		24.92	197.50	4.23	11.85			-4.99	-27.65	-0.160	-1.667	
11-12		26.04	206.30	3.94	12.38			-4.96	-27.65	-0.169	-1.659	
12-13		27.16	215.20	3.66	12.91			-4.94	-27.51	-0.178	-1.650	
13-14		28.27	223.98	3.34	13.44			-4.91	-27.36	-0.187	-1.641	
14-15		29.33	232.42	2.29	13.95			-4.88	-27.21	-0.196	-1.632	
15	323.15						273.15					

O fluxo de calor, para o modelo de 15 camadas, ao longo da camada é igual a 16.90 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 15, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 16.5 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 15 camadas, para o caso quente é atingida uma temperatura na camada exterior de 639.50 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 316.3 K.

Para o caso frio de 15 camadas o fluxo de calor ao longo da camada é igual a -1.91 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -1.83 W, muito próximo do valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 20 camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 202.60 K, sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -70.56 K.

Número de Camadas =20:

○ **Alumínio:**

Tabela 16 - Resultados do caso de 20 camadas, Alumínio.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	476.90						177.87					
1-2		6.74	54.43	2.69	3.20	5.90		-5.32	-29.67	-0.12	-1.78	-1.9
2-3		6.9	54.46	2.63	3.27			-5.29	-29.51	-0.13	-1.77	
3-4		7.0	55.51	2.56	3.33			-5.26	-29.35	-0.14	-1.76	
4-5		7.14	56.60	2.49	3.40			-5.23	-29.17	-0.15	-1.75	
5-6		7.3	57.72	2.42	3.46			-5.20	-28.997	-0.16	-1.74	
6-7		7.43	58.87	2.35	3.53			-5.17	-28.82	-0.17	-1.73	
7-8		7.58	60.04	2.28	3.60			-5.13	-28.62	-0.18	-1.72	
8-9		7.7	61.25	2.20	3.68			-5.1	-28.43	-0.196	-1.71	
9-10		7.89	62.48	2.13	3.75			-5.064	-28.23	-0.21	-1.69	
10-11		8.1	63.75	2.04	3.82			-5.026	-28.02	-0.22	-1.68	
11-12		8.2	65.03	1.96	3.90			-4.989	-27.81	-0.235	-1.67	
12-13		8.37	66.35	1.88	3.98			-4.951	-27.60	-0.25	-1.66	
13-14		8.54	67.68	1.80	4.06			-4.912	-27.38	-0.26	-1.64	
14-15		8.7	69.03	1.71	4.14			-4.87	-27.16	-0.276	-1.62	
15-16		8.9	70.41	1.52	4.22			-4.83	-26.93	-0.29	1.615	
16-17		9.1	71.79	1.54	4.31			-4.79	-26.71	-0.31	-1.60	
17-18		9.23	73.59	1.50	4.39			-4.50	-26.47	-0.32	-1.59	
18-19		9.4	71.59	1.36	4.48			-4.71	-26.24	-0.33	-1.57	
19-20		9.6	75.99	1.27	4.60			-4.66	-26.01	-0.35	-1.56	
20	323.15						273.15					

O fluxo de calor ao longo da camada para o caso em que o número de camadas é 20 é igual a 6 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 16, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 5.90 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo quente de 20 camadas é alcançada uma temperatura na camada exterior de 476.90 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 154 K .

Quanto ao caso frio, em que não existe radiação solar aplicada na primeira camada, o fluxo de calor ao longo da camada é igual a -1.99 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar uma diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -1.9 W , muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo é alcançada uma temperatura na camada exterior de 177.87 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -95.28 K .

○ **Prata:**

Tabela 17 - Resultados do caso de 20 camadas, Prata.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m ²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	435.6						182.10					
1-2		5.29	41.89	1.36	2.51			-5.04	-28.09	-0.10	-1.69	
2-3		5.35	42.41	1.33	2.54			-5.02	-27.96	-0.11	-1.68	
3-4		5.42	42.95	1.30	2.58			-4.99	-27.83	-0.12	-1.67	
4-5		5.50	43.48	1.26	2.61			-4.97	-27.69	-0.13	-1.66	
5-6		5.56	44.03	1.25	2.64			-4.94	-27.55	-0.134	-1.65	
6-7		6.63	44.58	1.23	2.67			-4.92	-27.41	-0.14	-1.64	
7-8		5.70	45.14	1.19	2.71			-4.89	-27.25	-0.15	-1.63	
8-9		5.77	45.70	1.16	2.74			-4.86	-27.10	-0.16	-1.62	
9-10		5.84	46.30	1.09	2.78			-4.83	-26.94	-0.17	-1.61	
10-11		5.91	46.83	1.02	2.81	3.80		-4.80	-26.78	-0.18	-1.60	-1.80
11-12		5.98	47.41	0.98	2.84			-4.77	-26.61	-0.19	-1.59	
12-13		6.06	47.98	0.94	2.88			-4.74	-26.44	0.20	-1.58	
13-14		6.13	48.56	0.91	2.91			-4.71	-26.26	-0.22	-1.57	
14-15		6.20	49.13	0.87	2.95			-4.68	-26.09	-0.23	-1.56	
15-16		6.27	49.71	0.83	2.98			-4.65	-25.91	-0.264	-1.55	
16-17		6.35	50.29	0.80	3.02			-4.61	-25.72	-0.25	-1.54	
17-18		6.42	50.87	0.76	3.05			-4.58	-25.54	-0.26	-1.53	
18-19		6.50	51.44	0.75	3.09			-4.55	-25.35	-0.27	-1.52	
19-20		6.56	52.01	0.73	3.12			-4.51	-25.16	-0.30	-1.51	
20	323.15						273.15					

Para o modelo de 20 camadas, o fluxo de calor ao longo da camada é igual a 4.0 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 17, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 3.80 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 20 camadas, em que o material é a prata, é alcançada uma temperatura na camada exterior de 435.60 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 112.41 K .

Por último, o fluxo de calor ao longo da película do caso frio de 20 camadas é igual a -1.90 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -1.80 W , muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo, em que o material é prata, é alcançada uma temperatura na camada exterior de 182.10 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -91.1 K .

○ **Ouro:**

Tabela 18 - Resultados do caso de 20 camadas, Ouro.

Caso Quente						Caso Frio						
Camada	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]	Temperatura [K]	Diferença temperatura	Fluxo de calor condução	Calor radiação	Calor condução	Calor [W/m²]
			[W/mK]	[W]	[W]				[W/mK]	[W]	[W]	
1	643.0						193.40					
1-2		12.40	98.16	6.49	5.89	12.20		-4.33	-24.13	-0.065	-1.448	-1.52
2-3		12.77	101.17	6.30	6.07			-4.32	-24.06	-0.070	-1.444	
3-4		13.17	104.34	6.10	6.26			-4.31	-23.99	-0.074	-1.439	
4-5		13.59	107.66	5.89	6.46			-4.29	-23.92	-0.083	-1.435	
5-6		14.03	111.16	5.67	6.67			-4.28	-23.85	-0.088	-1.431	
6-7		14.49	114.84	5.44	6.89			-4.26	-23.77	-0.093	-1.426	
7-8		14.98	118.69	5.20	7.12			-4.25	-23.69	-0.095	-1.422	
8-9		15.49	122.72	4.94	7.36			-4.24	-23.61	-0.098	-1.416	
9-10		16.02	126.93	4.68	7.62			-4.22	-23.53	-0.104	-1.412	
10-11		16.57	131.31	4.40	7.88			-4.21	-23.44	-0.109	-1.406	
11-12		17.15	135.85	4.12	8.15			-4.19	-23.35	-0.115	-1.401	
12-13		17.74	140.55	3.92	8.43			-4.17	-23.26	-0.120	-1.395	
13-14		18.35	145.37	3.52	8.72			-4.16	-23.17	-0.126	-1.390	
14-15		18.97	150.28	3.21	9.02			-4.14	-23.08	-0.132	-1.384	
15-16		19.59	155.26	2.89	9.31			-4.12	-22.98	-0.138	-1.378	
16-17		20.22	160.25	2.58	9.61			-4.11	-22.88	-0.145	-1.372	
17-18		20.85	165.19	2.2	9.91			-4.09	-22.78	-0.151	-1.366	
18-19		21.46	170.03	1.94	10.20		-4.07	-22.68	-0.157	-1.360		
19-20		22.05	174.69	1.67	10.48		-4.05	-22.57	-0.164	-1.354		
20	323.15						273.15					

Para o modelo de 20 camadas, o fluxo de calor ao longo da camada é igual a 12.70 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. Através da Tabela 18, é possível observar o aumento da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como um aumento do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com uma diminuição do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de 12.20 W (calor trocado entre cada camada), muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo de 20 camadas de prata é obtida uma temperatura na camada exterior de 643.0 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a 319.9 K .

Como último caso para o ouro, no modelo de 20 camadas o fluxo de calor ao longo da camada é igual a -1.59 W/m^2 , sendo este o fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica. É possível observar a diminuição da diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica, bem como uma diminuição do fluxo de calor de condução ao longo dos espaçadores, em contraste com um aumento do fluxo de calor de radiação.

Depois de multiplicado o valor da área do espaçador ao fluxo de calor que o atravessa e somando ao calor de radiação é obtido um valor de -1.52 W , muito próximo ao valor do fluxo de calor que atravessa o sistema de proteção térmica, em 1 m^2 .

Neste modelo frio de 20 camadas, em que o material é o ouro é alcançada uma temperatura na camada exterior de 193.40 K , sendo a diferença de temperaturas entre a primeira e última camada é igual a -79.8 K

4.3 Verificação de Modelos

Com o objetivo de se validar os modelos numéricos criados, são desenvolvidos modelos em que se faz variar as propriedades até valores extremos, e analisados os resultados esperados. Isto é efetuado para se comprovar que os resultados obtidos através dos vários modelos anteriormente se encontram corretos.

Uma das formas de verificação passa pela alteração das propriedades dos materiais, e procurar confirmar que as alterações introduzidas por essa mudança está dentro do que é admissível. Existe ainda outra forma de confirmação, que se baseia na alteração das condições de fronteira e esperar que os resultados sejam iguais ao desenvolvimentos anteriormente. São utilizados exatamente as mesmas propriedades do modelo de 10 camadas de alumínio, fazendo variar apenas uma propriedade do isolamento e analisando o seu comportamento, com o objetivo de se validar o modelo numérico.

4.3.1 Modelo de Comparação

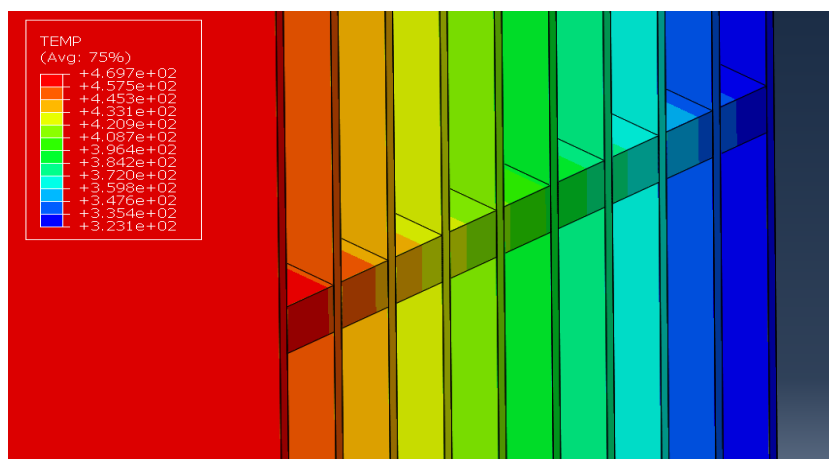


Figura 54 - Gradiente de temperaturas, 10 camadas, caso quente (Al).

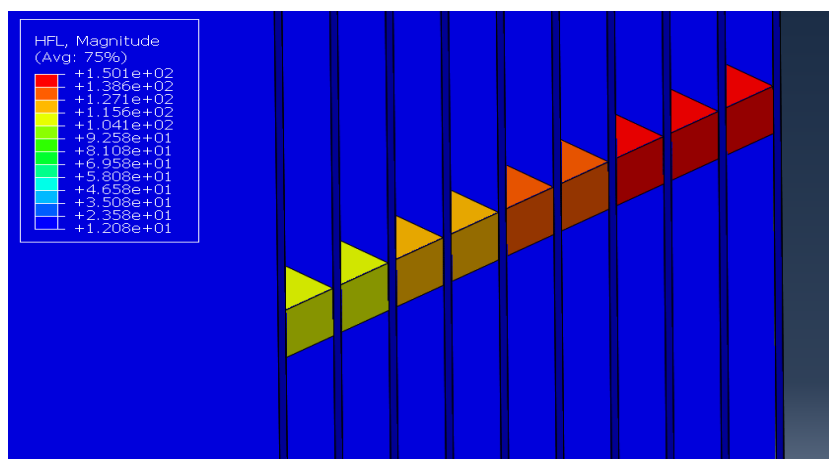


Figura 55 - Perfil de fluxos de calor de condução, 10 camadas, caso quente (Al).

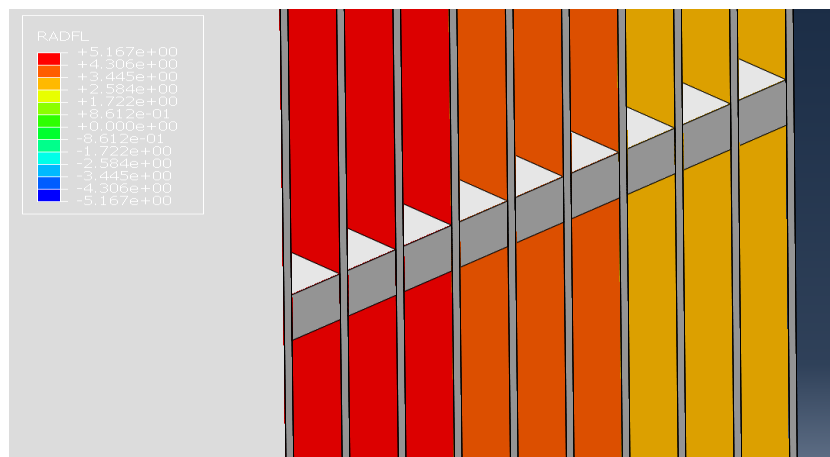


Figura 56 - Perfil de fluxos de radiação, 10 camadas, caso quente (Al).

4.3.2 Emissividades Materiais = 1

Utilizando a hipótese de que os materiais apresentam todos uma emissividade igual à unidade, sendo assim o valor máximo que esta propriedade pode tomar. Com isto, é esperado que a temperatura da primeira camada baixe consideravelmente, isto porque, recorrendo ao balanço energético da primeira camada, este material terá maior capacidade de rejeição de calor, mas o mesmo não quer dizer que a performance do isolamento melhore.

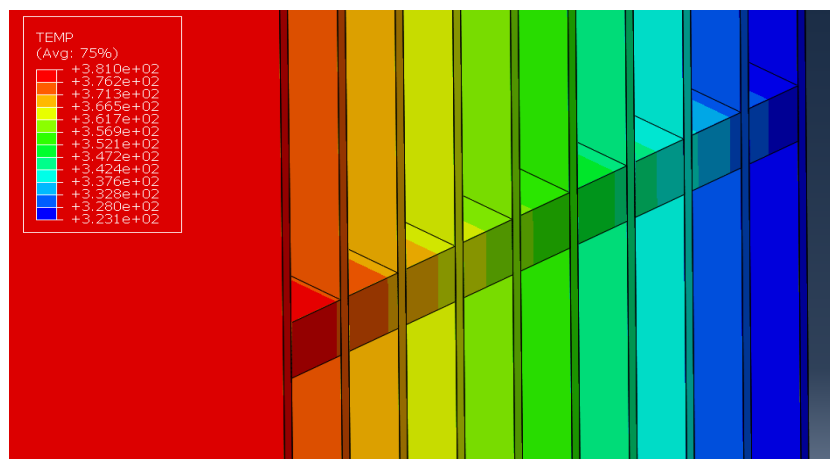


Figura 57 - Gradiente de temperaturas, caso de emissividade igual à unidade.

É alcançada um gradiente de temperaturas mais baixo neste caso, como era de esperar.

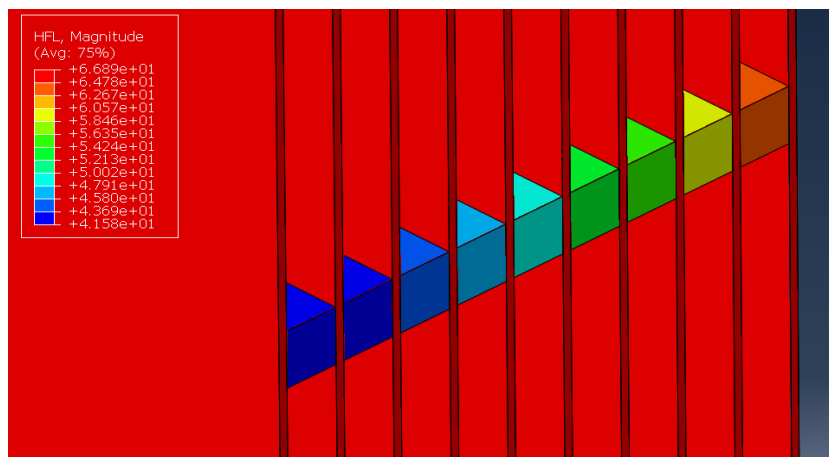


Figura 58 - Perfil de calores de condução, caso da emissividade igual à unidade.

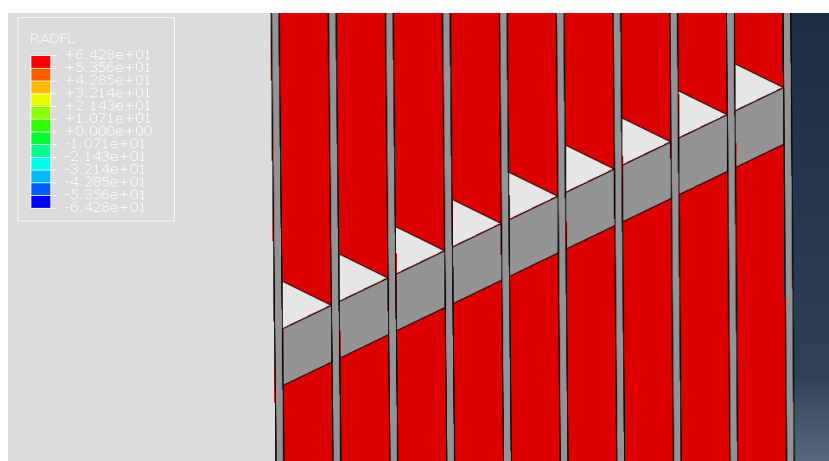


Figura 59 - Perfil de calores de radiação, caso da emissividade igual à unidade.

Quanto ao perfil de calores de radiação, os seus valores aumentam significativamente sendo até superiores aos valores dos fluxos de condução, confirmando o que se esperava.

4.3.3 Absorção = 1

Agora, é considerada a hipótese de que a absorção na primeira camada é igual à unidade. É esperado que o gradiente de temperaturas aumente de forma significativa, e por sua vez que os calores alcançados sejam muito maiores do que estudado anteriormente.

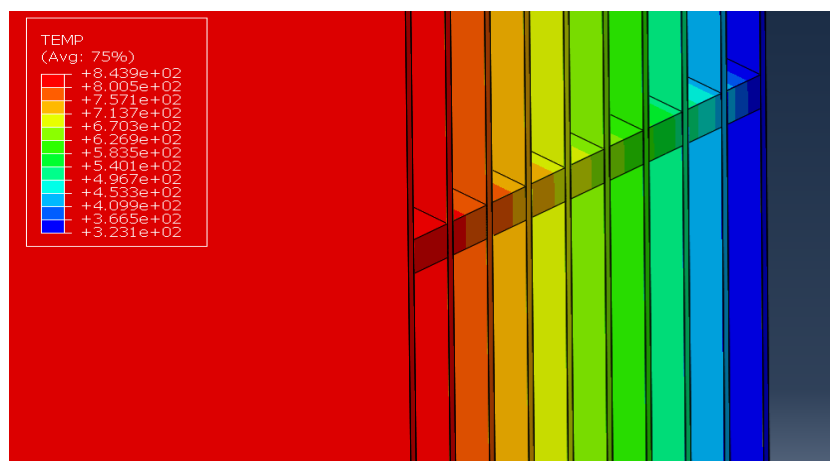


Figura 60 - Gradiente de temperaturas, caso em que a absorção é igual à unidade.

Aumenta de 469 K para cerca de 850 K, devido ao aumento da absorção na primeira camada.

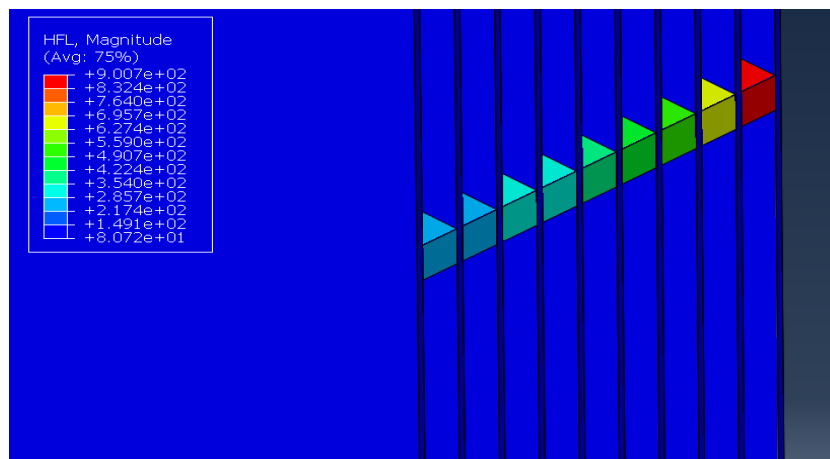


Figura 61 - Perfil de calores de condução, caso em que a absorção é igual à unidade.

. Relativamente a este caso de estudo, o gradiente de temperatura aumenta de forma significativa relativamente ao modelo de 10 camadas para o Alumínio, aumentando com isso o fluxo de calor que flui ao longo do isolamento

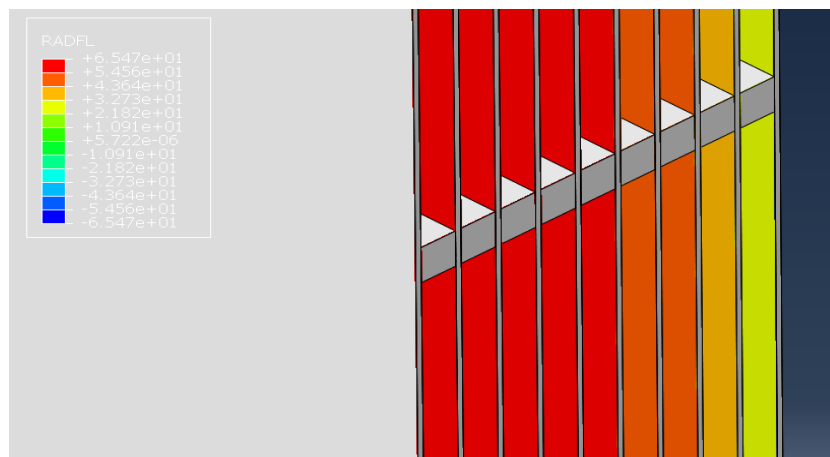


Figura 62 - Perfil de calores de radiação, caso em que a absorção é igual à unidade.

4.3.4 Condutividade espaçador = 0.1

Admite-se agora que a condutividade do espaçador é cerca de cem vezes maior que o normal, sendo neste caso igual a 0.1. É esperado que neste caso o modo de condução ao longo do espaçador seja preponderante em relação à radiação, e que ainda o gradiente de temperatura seja muito pequeno. Isto é devido a se aumentar muito a condutividade do material, sendo que este apresenta uma espessura muito pequena, e assim a resistência do material será muito pequena. Assim com esta alteração, espera-se que o calor de condução aumenta de forma significativa.

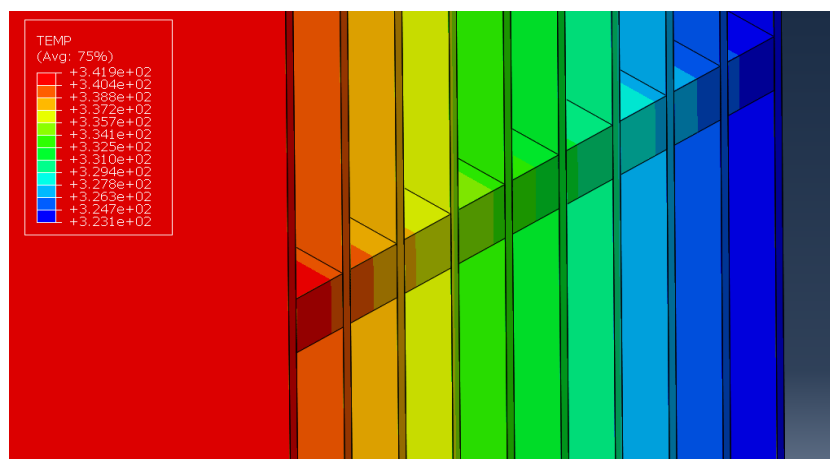


Figura 63 - Gradiente de temperaturas, caso da condutividade do espaçador.

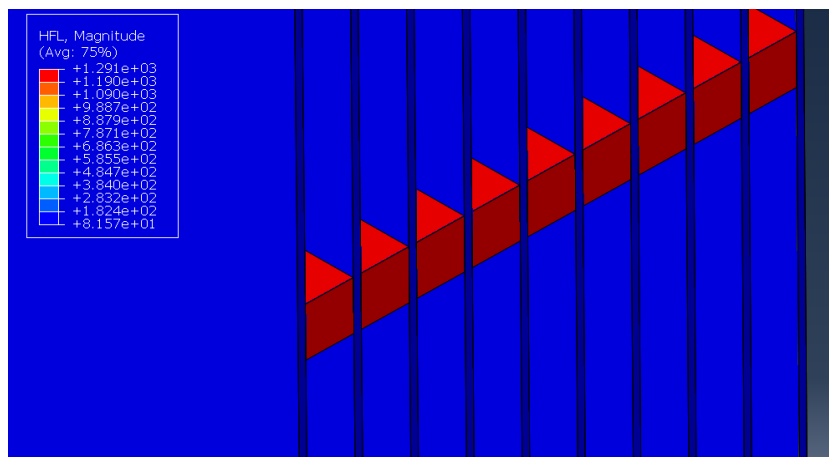


Figura 64 - Perfil de fluxos de calor de condução, caso da condutividade do espaçador.

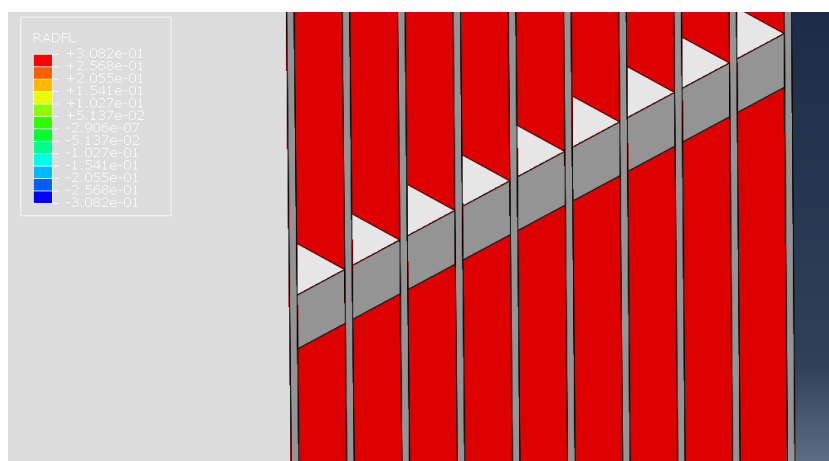


Figura 65 - Perfil de fluxos de calor de radiação, caso da condutividade do espaçador.

Como esperado o gradiente de temperatura é muito pequeno, e os fluxos de calor devido à condução são muito grandes, por sua vez, os fluxos de radiação diminuem também de forma muito significativa. Isto acontece, uma vez que sendo a espessura do espaçador muito pequena, e a condutividade alta, então a resistência térmica será muito pequena, aumentando assim os fluxos de condução mesmo para diferenças de temperaturas muito pequenas.

4.3.5 Condições de Fronteira – Temperaturas Extremas

É utilizado agora, como condições de fronteira as temperaturas dos extremos. Anteriormente, era definido a temperatura interior e imposto um fluxo na camada exterior, com o objetivo de se calcular a temperatura da primeira camada. Então, agora é utilizada essa temperatura da camada 1, resultante do modelo de 10 camadas para o material alumínio. É esperado que o resultados dos calores estejam próximos do primeiro modelo do capítulo 4.2.2.

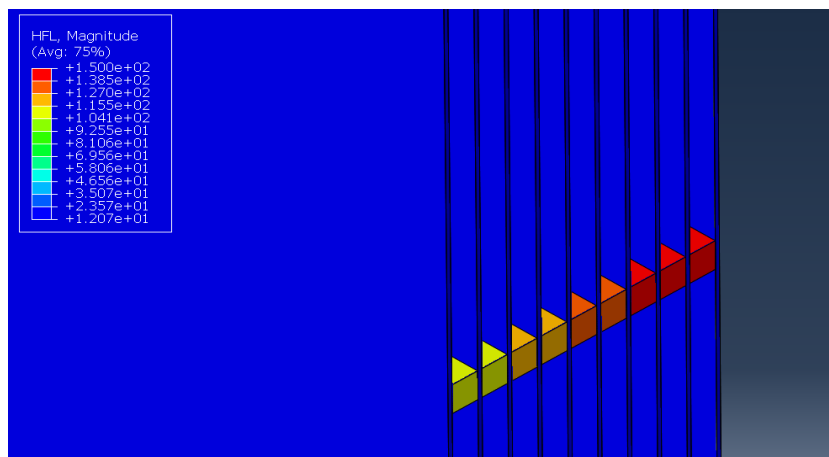


Figura 66 - Fluxos de calor de condução ao longo do isolamento para temperaturas externas impostas.

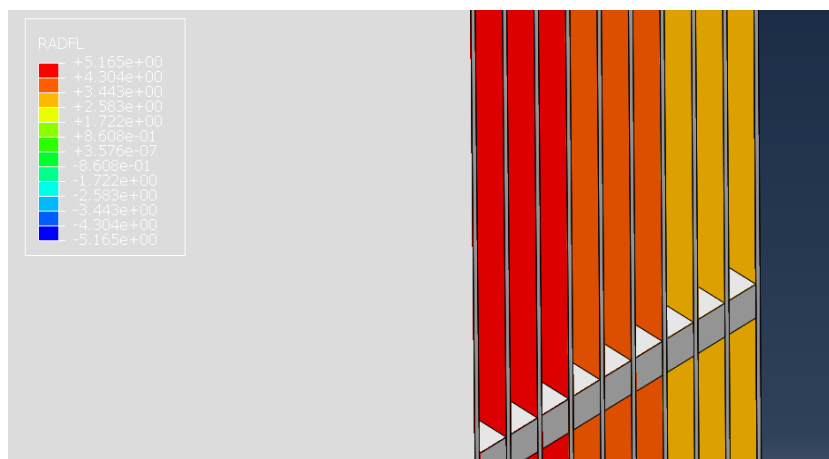


Figura 67 - Fluxos de calor de radiação ao longo do isolamento para temperaturas externas impostas.

Relativamente aos resultados, estes encontram-se muito próximos do modelo de 10 camadas para o material Alumínio, concluindo assim que o modelo utilizado é uma boa aproximação daquilo que se passa na realidade.

4.4 Discussão de Resultados

Neste capítulo serão analisados os resultados obtidos através das diferentes simulações, descritas anteriormente. É realizada uma análise térmica aos diferentes modelos numéricos, em termos de temperaturas, calores, intervalos de temperatura. Finalmente, é feita a abordagem relativa aos custos, propriedades térmicas dos diferentes materiais envolvidos nas diferentes simulações.

Testados os três tipos de materiais construíram-se os diferentes gráficos para o número de camadas 10, 15 e 20. É possível reparar que existem seis perfis de temperaturas. Sendo que a temperatura relativa ao modelo numérico que existe apenas radiação é representado como (R), quando aos perfis de temperatura do modelo numérico com dois modos de transferência de calor são representados como (R+C), o mesmo se aplica às figuras que representam os calores.

- N=10:

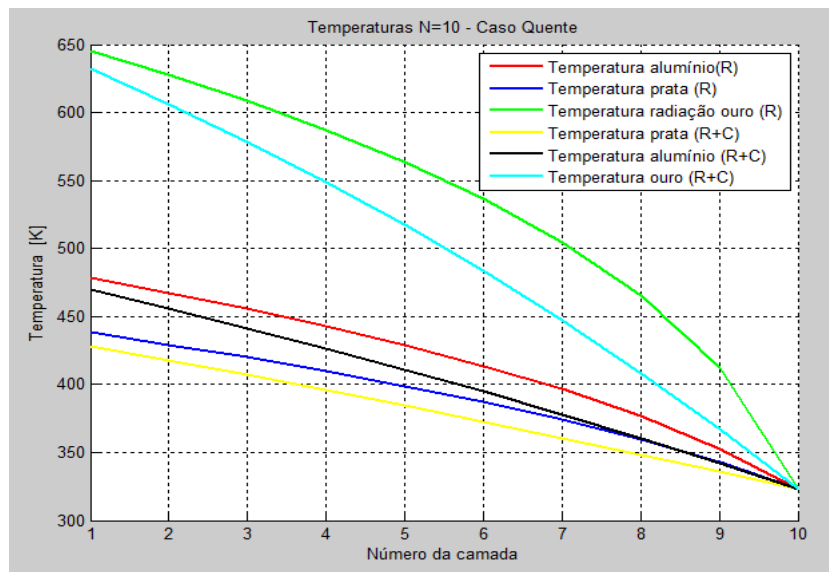


Figura 68 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=10.

Pela Figura 68 observou-se que o Ouro apresenta temperaturas maiores na primeira camada, e a Prata é o material que atinge a temperatura mais baixa. Isto é explicado com o facto do rácio radiativo do Ouro ser o maior ($\alpha/\varepsilon = 9.5$) dos três materiais em análise, apresenta a maior absorptividade para uma emissividade mais baixa. Enquanto que a Prata tem um rácio mais baixo ($\alpha/\varepsilon = 2$), sendo a absorptividade a mais baixa e por isso atinge temperaturas menores na primeira camada.

Quanto à análise do caso frio de 10 camadas, recorre-se à Figura 69, onde é possível ver as diferentes temperaturas máximas de cada material.

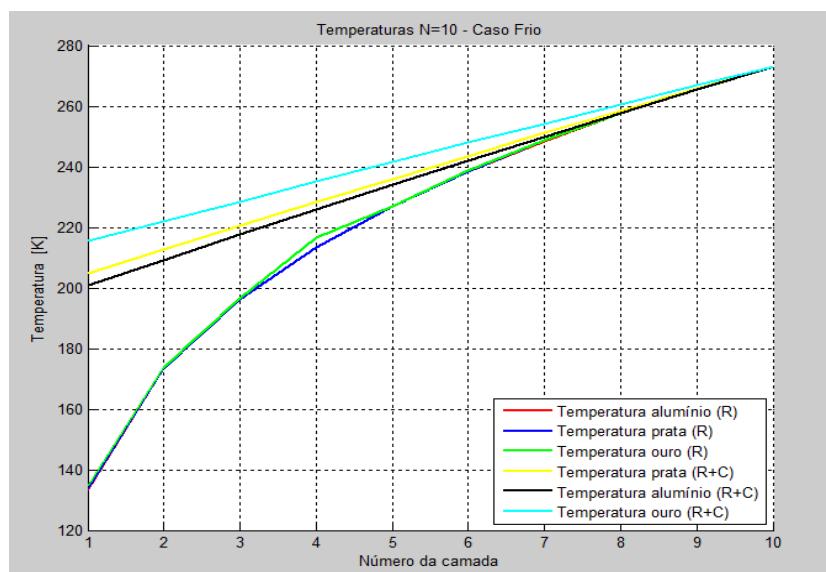


Figura 69 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=10.

Desta vez, a temperatura mais baixa da camada exterior (camada 1) pertence ao Alumínio, enquanto que a temperatura mais alta é do Ouro, existindo uma diferença de temperatura entre estes dois materiais de quase 20 K. Sendo que a Prata apresenta uma temperatura intermédia, entre o Alumínio e o Ouro, estando próximo das temperaturas alcançadas pelo Alumínio.

Após a visualização destas duas figuras, que caracterizam o modelo de 10 camadas, é possível concluir que o espaçador altera bastante a forma como o gradiente de temperaturas se comporta ao longo do sistema de proteção térmica. No caso quente, obtém-se uma variação de poucos graus, na primeira camada, entre o modelo de radiação e o modelo de radiação e condução. Por sua vez, no caso frio a diferença de temperatura na primeira camada entre os dois modelos é na ordem das três dezenas.

No modelo só com a radiação, a variação da temperatura é quadrática. Sabendo que na condução, o perfil de temperaturas varia linearmente, então o gradiente final de temperaturas de um sistema de isolamento sistema de proteção térmica aproxima-se bastante de uma variação linear.

É também perceptível, que no caso quente, os gradientes de temperaturas entre os modelos de radiação e, radiação e condução estejam mais próximos, uma vez que aqui a temperatura da primeira camada depende do coeficiente de absorção, existindo uma diferença considerável entre estes coeficientes para cada material. Por outro lado, no caso frio os modelos de radiação estão muito próximos entre eles, mas mais afastados dos modelos de radiação e condução, isto porque a temperatura da primeira camada depende apenas do coeficiente de emissividade, e quanto a esta propriedade os

valores entre os vários materiais estão mais próximos. É possível concluir, que os espaçadores degradam bastante a performance térmica do isolamento.

- N=15:

Analisando agora o comportamento dos modelos de 15 camadas através das seguinte duas figuras, é possível chegar às mesmas conclusões que nos modelos anteriores, por isso será feita uma abordagem apenas para comparação com os modelos de 10 camadas.

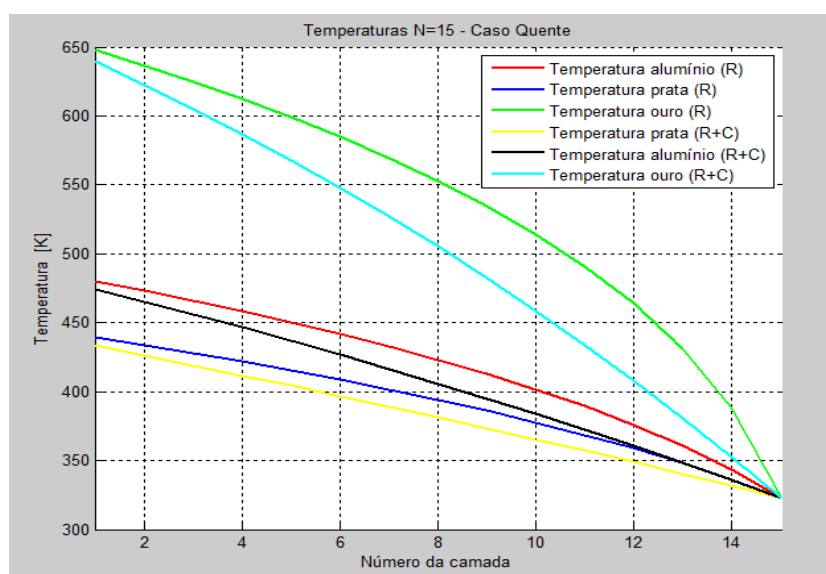


Figura 70 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=15.

Quanto ao caso quente do modelo de 15 camadas, verifica-se uma pequena variação nas temperaturas máximas da primeira camada do sistema de isolamento, na ordem de 5 K. Pela observação das Figuras 68 e 70 as diferenças a olho nu são quase nulas.

Recorrendo à Figura 71, conclui-se que no caso frio a alteração de temperaturas já é um mais significativa. Observa-se que a temperatura da primeira camada diminui um pouco mais de 10 K, em relação ao modelo de dez camadas.

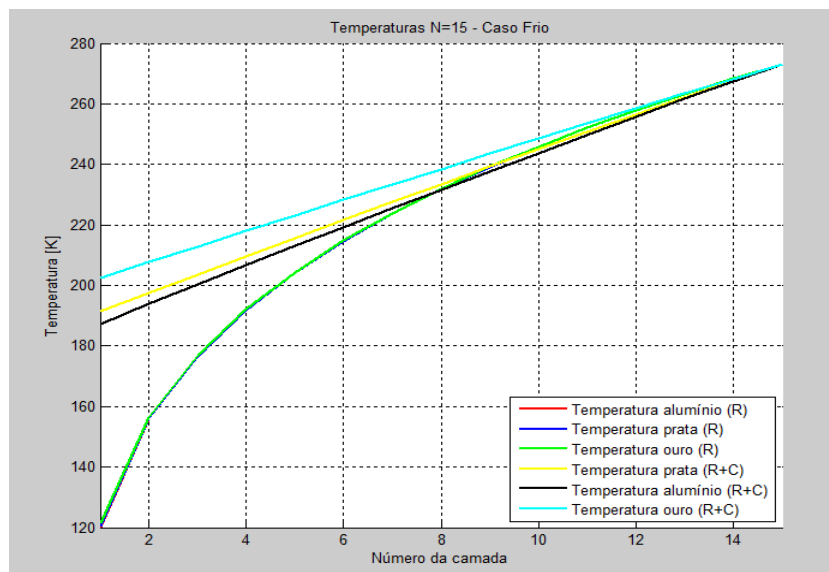


Figura 71 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=15.

• N=20:

Procedendo de igual forma à análise do modelo de 15 camadas, recorre-se às próximas duas figuras para se caracterizar e analisar o gradiente de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica com 20 camadas. Tudo o que foi indicado para o modelo de 10 camadas, mantém-se para estes dois casos.

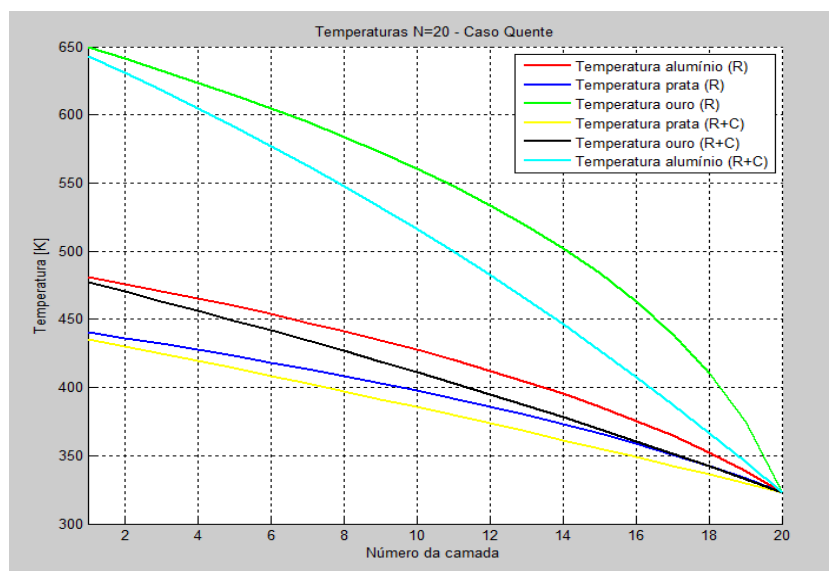


Figura 72 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso quente, N=20.

Mais uma vez, quanto ao caso quente, a temperatura na primeira camada para cada uma dos três materiais em análise, aumenta cerca de 3 K, o que não se torna perceptível através da análise das Figuras 70 e 72.

Relativamente ao caso frio, observa-se exactamente o mesmo fenómeno do modelo de 15 camadas em comparação com o de 10. Portanto, existe uma diminuição de cerca de 10 K em relação ao caso frio de 15 camadas.

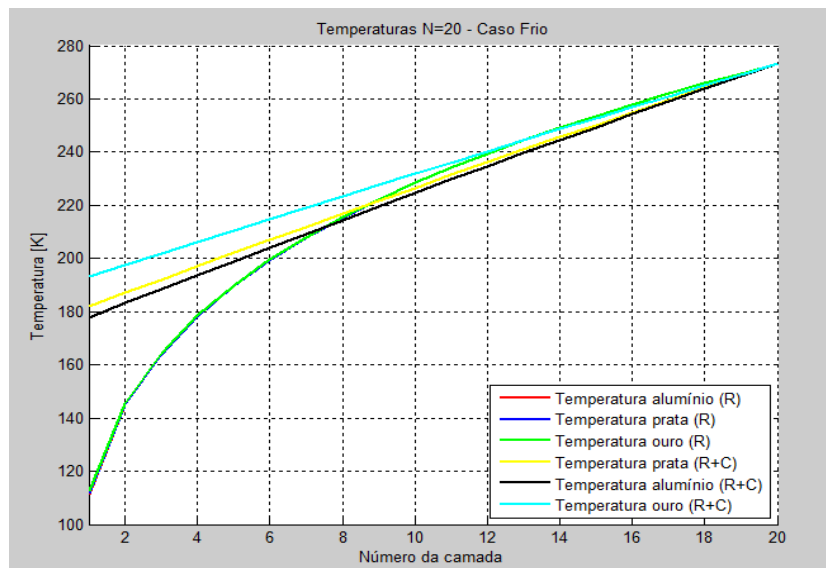


Figura 73 - Temperaturas ao longo de cada camada para diferentes materiais, caso frio, N=20.

- Calores ao longo do sistema de proteção térmica:

Após a análise de temperaturas do sistema de isolamento sistema de proteção térmica, é feita uma análise ao fluxos de calor ao longo deste. Para isso recorre-se às duas figuras seguintes para se analisar os fluxos de calor. Sendo (R) – calor de radiação e (R+C) – calor de radiação e condução.

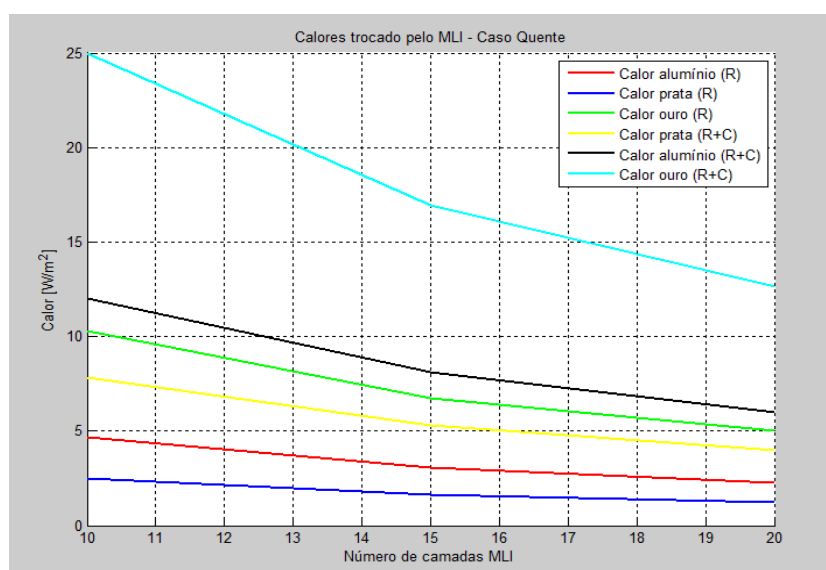


Figura 74 - Fluxo de calor ao longo do sistema de proteção térmica, caso frio.

Através da Figura 74, observa-se que o material com maior fluxo de calor atravessado é o Ouro, que apesar de apresentar uma emissividade mais baixa que os outros dois materiais, o que poderia iludir o leitor para um menor fluxo de calor entre camadas, mas o aumento do coeficiente de absorção é muito superior ao dos restantes materiais. Isto quer dizer que para uma mesma seção, para uma mesma intensidade de radiação solar, o Ouro é o material que irá absorver um maior fluxo de calor e portanto, um maior fluxo de calor ao longo do sistema de isolamento. Tendo ainda a emissividade mais pequena dos três materiais, e através do balanço térmico da primeira camada, conclui-se que o ouro irá transferir maior calor através do isolamento.

Por outro lado, a Prata é o material que apresenta fluxos de calor ao longo do isolamento mais pequenos, cerca de $-12,5 \text{ W/m}^2$ em relação ao Ouro e de -5 W/m^2 em relação ao Alumínio, analisando os calores de radiação e condução. Para se explicar este fenómeno, recorre-se aos rácios de absorção/emissividade, e observa-se que a Prata apresenta o rácio mais baixo, para além de apresentar uma absorptividade muito baixa, também tem uma emissividade baixa, o que torna este material teóricamente melhor para isolamento de altas temperaturas.

Após a visualização das tabelas dos casos quentes, observou-se que o fluxo de calor de radiação é maior nas primeiras camadas, e diminui ao longo do sistema de proteção térmica. Por sua vez, o fluxo de calor devido à condução dos espaçadores vai aumentando ao longo do sistema de isolamento. Este fenómeno pode ser explicado recorrendo à equação de radiação, em que a temperatura tem um expoente à quarta, o que nos indica que a radiação se faz sentir mais para altas temperaturas, e observa-se que a diferença de temperaturas ao longo do sistema de proteção térmica não aumenta o suficiente para que o fluxo de calor de radiação se mantenha constante. O facto pelo qual a diferença de temperaturas não aumenta o suficiente para que o fluxo de radiação não diminua é devido à existência dos espaçadores, isto é, recorrendo desta vez à Lei de Fourier, é possível perceber que a diferença de temperaturas no modo de condução varia linearmente. Já foi visto, que a diferença de temperaturas ao longo do isolamento, irá aumentar, o que se tornará num aumento do fluxo de calor ao longo dos espaçadores. Contudo, este aumento de diferença de temperaturas é mais atenuado do que no modelo só com radiação, devido à existência dos espaçadores.

Em relação ao caso frio, recorre-se à Figura 75 para se conseguir caracterizar o comportamento do sistema de isolamento quanto aos fluxos de calores que o atravessam.

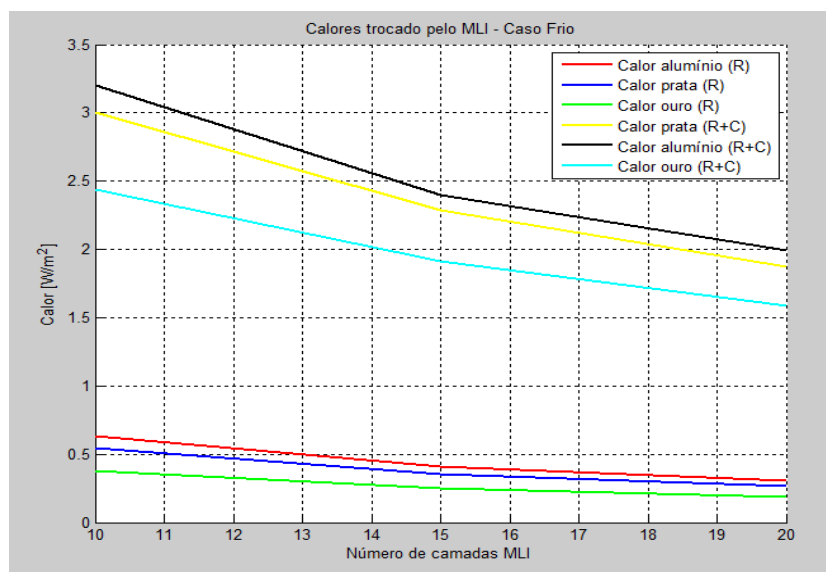


Figura 75 - Fluxo de calor ao longo do sistema de proteção térmica, caso frio.

Analisando agora o caso frio, onde não existe nenhum fluxo de calor aplicado ao sistema, observa-se que o Alumínio é o material em que se traduz um maior fluxo de calor a sair do isolamento. Tanto no modelo de radiação como no modelo radiação e condução, o Alumínio é o material em que existe maior fluxo de calor, mas a Prata encontra-se muito próxima deste. Isto é explicado, porque neste caso, a propriedade que influencia o comportamento dos isolamentos é o coeficiente de emissividade, e sendo que tanto para o Alumínio como para a Prata esta constante é muito próxima, o que explica a elevada proximidade nos gráficos.

Em sentido contrário ao do caso quente, é o comportamento do Ouro. Este material apesar de no caso quente ser o material teoricamente pior para o isolamento, é para o caso frio, o melhor material de isolamento, pois é aquele que apresenta menor fluxo de calor a sair do sistema de proteção térmica. Uma vez que a emissividade do Ouro é menor do que qualquer um dos outros dois materiais, então este será o material mais adequado para isolamentos em que não existe um fluxo de calor.

É também possível observar através das tabelas que caracterizam os calores dos modelos, que no caso frio, os fluxos de calor de radiação vão aumentando ao longo do isolamento, e em sentido oposto os fluxos de condução vão diminuindo. Isto é explicado da mesma forma que o caso quente, uma vez que as temperaturas mais altas estão nas camadas interiores, e o intervalo de temperaturas é maior perto das camadas exteriores. Como a radiação tem maior influência a temperaturas mais altas, então o fluxo de radiação será maior perto da camada 10.

5 Conclusões e Perspetivas de Trabalhos Futuros

Conclusões

5.1 Modelos

O objetivo deste trabalho foi desenvolver modelos analíticos e numéricos computacionais que definam um sistema de isolamento (*Multilayer Insulation*), para o caso a altas e a baixas temperaturas. Estes modelos incluem a radiação entre camadas do isolamentos, e ainda a condução ao longo das camadas e dos espaçadores, dentro destes modelos foram analisados diferentes materiais, com diferente número de camadas.

5.2 Materiais

Analisando agora os materiais utilizados para os escudos de radiação, observa-se que estes tem comportamentos diferentes para altas e baixas temperaturas. Conclui-se que o melhor material para isolamento do sistema de proteção térmica a altas temperaturas é a Prata, por sua vez, o Ouro é o material ideal para isolamento a baixas temperaturas. Por outro lado, o Alumínio, no caso quente, apresenta um comportamento térmico intermédio, enquanto que no caso frio é o material que pior isola, estando mesmo assim próximo da performance dos outros dois materiais, neste caso.

Relativamente ao custo, conclui-se que o material mais barato é o Alumínio, sendo por isso o material economicamente ideal para a aplicação em isolamentos. Por sua vez, a Prata é cerca de 100 vezes mais caro que o Alumínio, e o Ouro cerca de 10000 vezes mais. E uma vez que o Alumínio, se encontra próximo da performance da Prata no caso quente, e perto da performance do Ouro no caso frio, é aquele que pela relação performance-custo é o ideal para estes tipos de isolamentos.

Tabela 19 - Propriedades materiais em análise.^[28]

Material	Preço [EUR/kg]	Densidade [kg/m ³]
Alumínio	~1.60	~2.67E3
Prata	~550	~1.05E4
Ouro	~3.50E4	~1.93E4

5.3 Multilayer Insulation

Relativamente ao sistema de isolamento de múltiplas camadas, este apresenta-se como uma solução de proteção térmica ideal para satélites, uma vez que permite uma performance de isolamento bastante elevada. Com o desenvolvimento, estes isolamentos, viram a sua capacidade de resistir à corrosão (no lançamento), aos meteoritos, à radiação UV, ao alto vácuo ser aumentada gradualmente ao longo dos anos.

Há ainda espaço para melhorar a eficiência deste tipo de isolamentos, estudando novas formas de separar os escudos de radiação, uma vez que os espaçadores degradam de forma significativa a performance do sistema de proteção térmica. Também os tipos de fixações utilizados, degradam bastante a eficiência do sistema de isolamento, sendo por isso necessário, o desenvolvimento de técnicas novas que permitam aumentar a performance deste. Por fim, as especiais atenções que tem de ser tomadas ao longo da montagem deste equipamento, tem de ser aplicadas de forma bastante séria, uma vez que estas falhas humanas podem levar a uma degradação bastante elevada do isolamento.

5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Era interessante desenvolver este trabalho considerando o caso de regime transiente aplicado a estes isolamentos, estudando o comportamento destes em função do tempo. Este estudo apresenta alguma importância uma vez que através deste tipo de análise numérica é possível garantir que a temperatura do equipamento não ultrapasse o limite razoável de funcionamento deste. Contudo, é necessário a disponibilidade de capacidade computacional elevada para ser possível realizar este novo estudo.

É importante também que, para um estudo correto destes isolamentos, se realizem ensaios experimentais, para se calibrar corretamente as propriedades térmicas dos materiais, uma vez que estas apresentam alguns comportamentos de casos especiais, como por exemplo a condutividade térmica do espaçador.

6 Referências Bibliográficas

- [1] E. Sonntag, R., Borgnakke, C., J. Van Wylen, G. (2003). *Fundamentos da Termodinâmica*. Tradução da 6ª Edição americana, Editora Edgard Blücher LTDA.
- [2] P. Incropera, F., P. Dewitt, D., L. Bergman, T., S. Lavine, A. (2006). *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 6ª edição, John Wiley & Sons, Inc.
- [3] Kreith, F., S. Bohn, M. (2001). *Principles of Heat Transfer*. 6ª edição, BROOKS/COLE Thompson Learning.
- [4] P. Holman, J. (1999). *Transferencia de Calor*. 10ª edição. Companhia Editorial Continental, S.A. México
- [5] Meseguer, J., Pérez-Grande, I., e Sanz-Andrés, A. (2012). *Spacecraft thermal control*. 1ª edição, Woodhead Publishing Limited. Nova Deli-Índia.
- [6] Macdonald, M., Badescu, V. (2014). *The International Handbook of Space Technology*. Springer. London.
- [7] ECSS-E-ST-10-04C (15 Novembro 2008). *Space engineering-Space environment*. ECSS. Noordwijk. Acedido em: 20 de Março de 2015, em: http://www.ecss.nl/forums/ecss/_templates/default.htm?target=http://www.ecss.nl/forums/ecss/dispatch.cgi/standards/docProfile/100700/d20081115082809/No/t100700.htm.
- [8] ESA – Space engineering & technology, (29 de Setembro de 2009). *Why is thermal control important?*. Acedido em 28 de Março de 2015, em: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Why_is_Thermal_Control_important.
- [9] N. De Parolis, M., Pinter-Krainer, W. (Agosto de 1996). ESA. *Current and Future Techniques for Spacecraft Thermal Control 1. Design drivers and current technologies*. Acedido em 30 de Março de 2015, em: <http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet87/paroli87.htm>.
- [10] NASA. (28 de Julho de 2011). *Aerogels: Thinner, Lighter, Stronger*. Acedido em 1 de Abril de 2015, em: <http://www.nasa.gov/topics/technology/features/aerogels.html>.
- [11] M. Finckenor, M., Dooling, D. (Abril 1999). *Multilayer Insulation Material Guidelines*. NASA/TP-1999-209263. Alabama.

- [12] ULTRAMED. *Thermal Protection System*. Acedido em 28 de Março de 2015, em: <http://www.ultramet.com/thermalprotectionsystem.html>.
- [13] Keller, K., H. Weber, K. (15 Novembro de 1994). ESA. *High – Temperature Insulations*. ECSS-E-ST-10-04C.
- [14] ECSS-E-HB-31-01 Part 16A (5 de Dezembro de 2001). *Thermal design handbook - Part 16: Thermal Protection System*.
- [15] Delft University of Technology. *Insulator/ablator material properties*. Acedido em 26 de Março de 2015, em: <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/design-of-elements/cooling-systems/insulator-materials/>.
- [16] NASA. *ACD and MicroMeteoroid Shield*. Acedido em 5 de Abril de 2015, em: http://fermi.gsfc.nasa.gov/acd/images/djt/ACD_and_MMS.html.
- [17] G. Gilmore, D. (2002). *Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume 1: Fundamental Technologies*. 2ª edição, The Aerospace Press. California.
- [18] Sun, K., Yang, Y., Wang, S., Xu, J., Liu, Q., Xie, Y., Lou, P. (2014). *Thermal Characteristics of Multilayer Insulation Materials for Flexible Thin-Film Solar Cell Array of Stratospheric Airship*. Advances in Materials Science and Engineering. Acedido em 31 de Março de 2015, em: <http://www.hindawi.com/journals/amse/2014/706308/>.
- [19] J. Hastings, L., Hedayat, A., M. Brown, T. (Maio 2004). *Analytical Modeling and Test Correlation of Variable Density Multilayer Insulation for Cryogenic Storage*. NASA/TM—2004–213175.
- [20] Miyakita, T., Hatakenaka, R., Sugita, H., Saitoh, M., Hirai, T. (2014). *Development of a new multi-layer insulation blanket with non-interlayer-contact spacer for space cryogenic mission*. ScienceDirect. Vol. 64 pp.112-120.
- [21] F. Irvine, Jr., T., e P. Hartnett, J. (1973). *Advances in HEAT TRANSFER*. Vol. 9, Academic Press, Inc. New York.
- [22] *Multilayer Thermal Insulation Blankets for Terrestrial and Space Related Applications: Thermal Modelling and Experimental Issues*. Acedido em 2 de Abril de 2015, em: <http://www.ichmt.org/abstracts/PTC-03/04-01.pdf>.

- [23] Arambakam, R., Vahedi Tafreshi, H., Pourdeyhimi, B. (Abril de 2014). *Modeling performance of multi-component fibrous insulations against conductive and radiative heat transfer*. ScienceDirect. Vol. 71, pp 341-348. Acedido em 2 de Abril de 2015, em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0017931013010752>.
- [24] Emery Cunha Quites, E., Renato Bastos Lia, L., *Introdução à Transferência de Calor*. Acedido em 3 de Abril de 2015, em: <http://www.ufpi.br/subsiteFiles/caec/arquivos/files/Introdu%C3%A7%C3%A3o%20%C3%A0%20Transfer%C3%Aancia%20de%20Calor.pdf>.
- [25] Jacques, L. (4 de Novembro de 2013). *Spacecraft Thermal Control*. Université de Liège. Acedido em 4 de Abril de 2015, em: [http://www.ltas-vis.ulg.ac.be/cmsms/uploads/File/2013_11_04_Satellite_Engineering_THER_LJ\(2\).pdf](http://www.ltas-vis.ulg.ac.be/cmsms/uploads/File/2013_11_04_Satellite_Engineering_THER_LJ(2).pdf).
- [26] RUAG Space 2015. *Multi-Layer Insulation – Space*. Acedido em 30 de Março de 2015: <http://www.ruag.com/space/products/satellite-structures-mechanisms-mechanical-equipment/thermal-systems/space-thermal-hardware/multi-layer-insulation-mli/>.
- [27] SIMULIA. *Manual Abaqus 6.14*. Acedido a 15 de Abril de 2015, em: <http://server-afb147.ethz.ch:2080/v6.14/>.
- [28] CES EduPack2014